ВЕСТНИК

Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева

Выпуск 4(56)

Красноярск 2014

ВЕСТНИК

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

Выпуск 4(56)

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

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
Ловчиков А. Н., 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, 2014

VESTNIK

Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta
imeni akademika M. F. Reshetneva (Vestnik SibGAU)

Issue 4(56)

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

Aplesnin S. S., Dr.Sc., Professor
Golovenkin E. N., Dr.Sc., Professor
Erygin Y. V., Dr.Sc., Professor
Laptenok V. D., Dr.Sc., Professor
Lovchikov A. N., 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)

© Siberian State Aerospace University
named after academician M. F. Reshetnev, 2014

К СВЕДЕНИЮ ЧИТАТЕЛЕЙ

Журнал «Вестник СибГАУ» является периодическим печатным научным рецензируемым журналом. Свидетельство о регистрации средства массовой информации ПИ–ФС77-22189 от 27.10.2005 г. ISSN 1816-9724. Подписные индексы в каталогах «Роспечать» – 11399; «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
Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева

АДРЕС РЕДАКЦИИ:
Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева,
Российская Федерация, 660014, 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

Vestnik SibGAU is a periodical printed 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.

Vestnik SibGAU 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 catalogues:
1. 11399 – Rospechat'
2. 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*).

Vestnik SibGAU 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 Materials.
Part 4. Economics.

Articles 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 of *Vestnik SibGAU* can been viewed at http://www.elibrary.ru
Vestnik SiGAU should be cited when reprinting or citing materials from the journal.

CONTACTS: *Vestnik SibGAU* website: www.vestnik.sibsau.ru

Address: Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., 660014, Krasnoyarsk, Russia
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 25.12.2014. Формат 70×108/16.
Бумага офсетная. Печать плоская. Усл. печ. л. 36,1.
Уч.-изд. л. 45,1. Тираж 1000 экз. Заказ 87/215. С 213/14.
Редакционно-издательский отдел
Сиб. гос. аэрокосмич. ун-та.
660014, г. Красноярск,
просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31.
Отпечатано в типографии ИП Михайловой И. Г.
660125, г. Красноярск, ул. Водопьянова, 6в-69

Editor O. A. Plekhova
Editor (*English Language*) S. G. Efa
Layout original O. V. Bulatnikova
Signed (for printing): 25.12.2014. Format 70×108/16.
Offset Paper. Print flat. 36,1. Published sheets 45,1.
1000 copies. Order 87/215. C 213/14.
Printing and Publication Department
Siberian State Aerospace University
660014, Krasnoyarsk,
31, Krasnoyarsky Rabochy Av.,
Printed in the printing house of I.G. Mikhailova
660125, Krasnoyarsk, 6в-69, Vodopyanova Str.

СОДЕРЖАНИЕ

Филатов В. В. Роль академика Михаила Федоровича Решетнева в создании научно-педагогической школы подготовки специалистов для аэрокосмического комплекса региона 9

РАЗДЕЛ 1. МАТЕМАТИКА. МЕХАНИКА, ИНФОРМАТИКА

Бондаренко Ю. С., Медведев Ю. Д. Определение траектории движения небесных тел в атмосфере Земли 16

Бурова О. В., Романьков Е. В., Цивилев И. Н., Минаков А. В. Исследование влияния эффективного коэффициента теплопроводности рефлектора на распределение температур 25

Галушина Т. Ю. Популяция астероидов, сближающихся с Землей 33

Жуков В. Г., Саламатова Т. А. Обнаружение сетевых вторжений эволюционным иммунным алгоритмом клональной селекции 41

Иванов В. А., Еркаев Н. В. Итерационный расчет трибоконтакта ролика с пластиной 48

Казаковцев Л. А., Орлов В. И., Ступина А. А., Масич И. С. Задача классификации электронной компонентной базы 55

Ковалев И. В. Проблемы программной реализации мультиверсионной среды исполнения алгоритмов обработки информации в системах управления 62

Козлов А. А., Коблов Н. Н. Разработка программно-алгоритмического комплекса проектирования электромонтажных чертежей в приборостроении 74

Маршалов Д. А., Носов Е. В., Федотов Л. В. Системы преобразования сигналов радиоинтерферометрического комплекса «Квазар-КВО» 81

Миронов В. Л., Михайлов М. И., Музалевский К. В., Сорокин А. В., Фомин С. В., Каравайский А. Ю. Измерение влажности и высоты посевов сельскохозяйственных полей с использованием приемника сигналов ГЛОНАСС и GPS 88

Недорезов Д. А., Хабаров В. А., Абрамов Е. А., Ощепкова Д. Г. Метод аппаратных мутаций в отладочном комплексе наземных испытаний бортовой аппаратуры космических аппаратов 98

Сабиров Р. А. Приложение вариационно-разностного метода к расчету продольно-поперечного изгиба пластин силами инерции 102

Самбаров Г. Е., Сюсина О. М. Оценивание влияния ошибок модели движения астероидов, сближающихся с Землей, на точность построения доверительных областей 111

Сенашов С. И., Кондрин А. В. Разработка информационной системы для нахождения упруго-пластической границы стержней прокатного профиля 119

Фатеев А. В., Емельянов Д. В., Тентилов Ю. А., Овчинников А. В. Прохождение особых участков орбиты навигационным космическим аппаратом системы ГЛОНАСС 126

Чекмарёв С. А. Способ и система инъекции ошибок для тестирования сбоеустойчевых процессоров бортовых систем космических аппаратов 132

РАЗДЕЛ 2. АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Внуков А. А., Рвачева Е. И. Предпосылки и перспективы создания полностью электрореактивных космических аппаратов для работы на геостационарной орбите 140

Двирный В. В., Двирный Г. В., Крушенко Г. Г. Контейнер для транспортировки ядерной энергоустановки космического аппарата 147

Делков А. В., Ходенков А. А., Шевченко Ю. Н. Сравнение прямого и обратного цикла в системах терморегулирования космических аппаратов негерметичного исполнения 154

Зуев Д. М., Пятков А. Г., Мовчан П. В., Смирнов Д. В., Костюков А. С. SibCube – проект студенческого космического аппарата СибГАУ класса CubeSAT 160

Карелин А. Ю., Зыбин Ю. Н., Князев В. О., Поздняков А. А., Фомичев Н. И. Многоголовый звездный датчик 348К. Результаты наземной экспериментальной отработки 167

Ковалев И. В., Кикоть Ю. О. Мобильная система имитации невесомости для крупногабаритных космических аппаратов 173

Мизрах Е. А., Штабель Н. В., Копылов Е. А. Моделирование устройства защитного отключения сетей постоянного тока 179

Поляков М. В. Динамика ротора двигателя-маховика в электромагнитном подвесе 185

РАЗДЕЛ 3. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ И МАТЕРИАЛЫ

Азин А. В., Марицкий Н. Н., Пономарев С. А., Пономарев С. В., Сунцов С. Б. Применение метода акустической эмиссии для дефектоскопии паяных соединений радиоэлектронной аппаратуры 192

Власов А. Ю., Пасечник К. А., Мартынов В. А. Исследование процесса отверждения полимерных связующих на основе анализа их диэлектрических параметров при создании тонкостенных формостабильных конструкций, устойчивых к негативным факторам космического пространства 197

Власов А. Ю., Пасечник К. А., Мартынов В. А. Определение диапазонов изменения ключевых параметров, обеспечивающих стабильность технологического процесса производства изделий сложной формы из полимерных композиционных материалов методом RTM 202

Гордеев Ю. И., Абкарян А. К., Ясинский В. Б., Бинчуров А. С., Вадимов В. Н. Конструирование и исследование наноструктурированных твердосплавных композитов с повышенным уровнем прочностных и эксплуатационных характеристик за счет модифицирования наночастицами и термомеханической обработки 209

Злобин С. К., Михнев М. М., Лаптенок В. Д., Серегин Ю. Н., Бочаров А. Н., Тынченко В. С., Дубец Ю. П., Долгополов Б. Б. Автоматизированное оборудование и технология для пайки волноводных трактов космических аппаратов 219

Игуменов А. Ю., Паршин А. С., Михлин Ю. Л., Пчеляков О. П., Никифоров А. И., Тимофеев В. А. Расчет вероятности генерации поверхностных возбуждений электронами, отраженными от поверхности Si 230

Михеев А. Е., Чернятина А. А., Евкин И. В., Власов А. Ю., Мартынов В. А. Характеристика радиоотражающих покрытий на образцах из полимерных композиционных материалов, изготовленных по технологии трансферного формования 236

Раменская Е. В., Филиппов Ю. А., Латюк Д. В. Вибрация и прецизионность обработки деталей 243

Чернякин С. А., Скворцов Ю. В. Анализ роста расслоений в композитных конструкциях 249

РАЗДЕЛ 4. ЭКОНОМИКА

Антамошкина О. И., Авласко З. А. Бизнес-процессы управления рыночным поведением предприятий аэрокосмической отрасли 258

Болдина Т. В., Русаков С. В. Оценка эффективности труда специалистов конструкторского бюро инновационных предприятий ракетно-космической отрасли 264

Ерыгин Ю. В., Борисова Е. В. Концепция построения инновационной инфраструктуры в регионе 269

Негляд Е. В., Картамышев А. С. Проблематика систем управления на предприятиях аэрокосмической отрасли 276

Окунева Т. Г. Совершенствование оценки качества подготовки инженерных кадров для предприятий оборонно-промышленного комплекса 282

Подвербных О. Е., Санданова Б. Д. Исследование мотивов инновационной деятельности работников как основа человеческого капитала предприятий оборонно-промышленного комплекса 288

Сенникова Н. В., Будкеева С. А., Лебедева Л. О., Быкова Н. Ю. Управление аутсорсинговым процессом в ОАО «НПЦ «Полюс» 294

Сведения об авторах 302

CONTENTS

Filatov V. V. The role of academician M. F. Reshetnev in the creation of scientific and pedagogical school training for the aerospace industry in the region 9

PART 1. MATHEMATICS, MECHANICS, COMPUTER SCIENCE

Bondarenko Yu. S., Medvedev Yu. D. Determination of the trajectory of motion of celestial bodies in the Earth's atmosphere 16

Burova O. V., Romankov E. V., Tsivilev I. N., Minakov A. V. The research of effective thermal conductivity coefficient effect on the temperature field of reflector 25

Galushina T. Yu. Near-earth asteroids population 33

Zhukov V. G., Salamatova T. A. The detection of network intrusion by evolutionary immune algorithm with clonal selection 41

Ivanov V. A., Erkaev N. V. Iterative calculation of tribo-contact between a roller and a plate 48

Kazakovtsev L. A., Orlov V. I., Stupina A. A., Masich I. S. Problem of electronic components classifying 55

Kovalev I. V. Problems of software implementation of multiversioned views runtime of algorithms for data processing in control systems 62

Kozlov A. A., Koblov N. N. Program-algorithmic electrical drawing complex design 74

Marshalov D. A., Nosov E. V., Fedotov L. V. Signals conversion systems of VLBI “QUASAR” network 81

Mironov V. L., Mikhaylov M. I., Muzalevskiy K. V., Sorokin A. V., Fomin S. V., Karavayskiy A. U. Measurement of height and moisture of an agricultural vegetation using GPS/GLONASS receiver 88

Nedorezov D. A., Khabarov V. A., Abramov E. A., Oshchepkova D. G. The method of hardware mutation for debugging complex onboard spacecrafts equipment 98

Sabirov R. A. Annex of the variation and differential method for calculation of the longitudinally cross bend of plates by inertia forces 102

Sambarov G. E., Syusina O. M. The estimation of the motion model errors influence on precision of the building of confidence region for near-earth asteroids 111

Senashov S. I., Kondrin A. V. Development of an informatiom system for determination of elastic-plastic boundary of rods of rolled profiles 119

Fateev A. V., Emelyanov D. V., Tentilov U. A., Ovchinnikov A. V. Passage of special sites of the orbit by the navigating space vehicle of system GLONASS 126

Chekmaryov S. A. Method and system of error injection for testing the fault tolerance processor on-the board control system of spacecraft 132

PART 2. AVIATION AND SPACE-ROCKET ENGINEERING

Vnukov A. A., Rvacheva E. I. Backgrounds and trends of all-electric propulsion geostationary satellites creation 140

Dvirnyi V. V., Dvirnyi G. V., Krushenko G. G. Container for transportation of the nuclear energy installation of a space vehicle 147

Delkov A. V., Hodenkov A. A., Shevchenko Y. N. Comparison of direct and reverse cycle of the thermal control system for the non-hermetic spacecrafts 154

Zuev D. M., Pyatkov A. G., Movchan P. V., Smirnov D. V., Kostyukov A. S. “SibCube” – CubeSAT satellite project of SibSAU student 160

Kareiln A. Y., Zybin Y. N., Knyazev V. O., Pozdniakov A. A., Fomichev N. I. Multi-headed star tracker 348K. Final in-earth validation results 167

Kovalev I. V., Kikot Y. O. Mobile system weightlessness simulation for a large spacecraft 173

Mizrakh E. A., Shtabel N. V., Kopylov E. A. Modeling of residual-current device for direct current circuits 179

Polyakov M. V. Rotor dynamics of active magnetic bearing reaction whell 185

PART 3. TECHNOLOGICAL PROCESSES AND MATERIALS

Azin A. V., Marickiy N. N., Ponomarev S. A., Ponomarev S. V., Suncov S. B. Application of acoustic emission testing for solder attachment electronics 192

Vlasov A. Yu., Pasechnik K. A., Martynov V. A. Investigation of the curing process of the polymeric binder based on their dielectric parameters when creating a dimensionally stable thin-walled structures resistance to the negative space factors 197

Vlasov A. Yu., Pasechnik K. A., Martynov V. A. Determination of the range of changes in key parameters, ensuring stability production process of complex shapes of polymer composites by method RTM 202

Gordeev Yu. I., Abkaryan A. K., Jasinski V. B., Binchurov A. S., Vadimov V. N. Design and investigation of hard metalls composites modyfied by nanoparticles and thermomechanical treatment with a high level of mechanical and operating properties 209

Zlobin S. K., Mikhnev M. M., Laptenok V. D., Seregin Yu. N., Bocharov A. N., Tynchenko V. S., Dubets Yu. P., Dolgopolov B. B. Automated equipment and technology for spacecrafts waveguide path soldering 219

Igumenov A. Yu., Parshin A. S., Mikhlin Yu. L., Pchelyakov O. P., Nikiforov A. I., Timofeev V. A. Measurement of the surface excitation probability of electrons reflected from Si surface 230

Miheev A. E., Chernyatina A. A., Evkin I. V., Vlasov A. Y., Martunov V. A. Specifications of radio-reflective coating on a sample of polymer composite materials, fabricated with transfer molding 236

Ramenskaja E. V., Filippov Y. A., Latuk D. V. Vibration and precision of the details machining 243

Chernyakin S. A., Skvortsov Yu. V. Analysis of delamination propagation in composite structures 249

PART 4. ECONOMICS

Antamoshkina O. I., Avlasko Z. A. Problems of business process reengineering of market behavior of enterprises in the external environment 258

Boldina T. V., Rusakov S. V. Labour efficiency assessmnent of aerospace industry innovative enterprises design office engineers 264

Erygin Yu. V., Borisova E. V. Concept of building an innovation infrastructure in the region 269

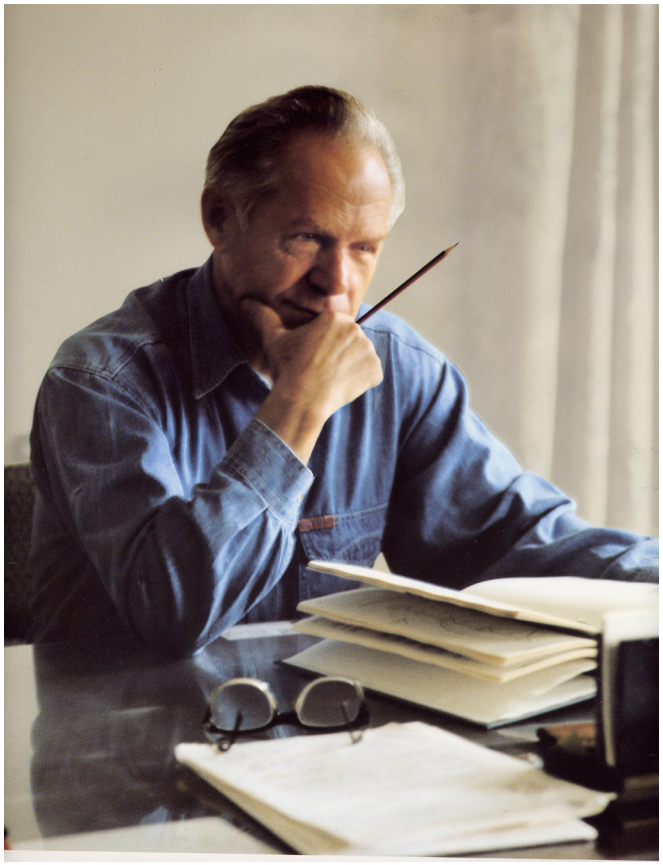
Neglyad E. V., Kartamyshev A. S. Problematics of control systems at the enterprises of aerospace branch 276

Okuneva T. G. Engineering training quality evaluation improvement for defense companies 282

Podverbnykh O. E., Sandanova B. D. Study motives of employees in the innovation activity as a basis of human capital at enterprises of military-industrial complex 288

Sennikova N. V., Budkeeva S. A., Lebedeva L. O., Bykova N. Yu. Outsourcing process managing in the Joint-Stock Company “Scientific & Industrial Centre “Polyus” 294

Information about the authors 307



РОЛЬ АКАДЕМИКА МИХАИЛА ФЕДОРОВИЧА РЕШЕТНЁВА В СОЗДАНИИ НАУЧНО-ПЕДАГОГИЧЕСКОЙ ШКОЛЫ ПОДГОТОВКИ СПЕЦИАЛИСТОВ ДЛЯ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА РЕГИОНА

Имя Михаила Фёдоровича Решетнёва входит в Золотой список выдающихся учёных, конструкторов и организаторов производства, которые стояли у истоков развития ракетно-космической техники и внесли огромный вклад в отечественную и мировую космонавтику. В течение многих десятилетий ракетно-космическая деятельность в нашей стране являлась приоритетной, обеспечивая не только уровень национальной безопасности, но и стимулируя значительный прогресс в развитии смежных отраслей промышленности, фундаментальной и прикладной науки. После запуска в СССР в октябре 1957 г. первого в мире ИСЗ (начало космической эры) для широкой общественности наиболее резонансными событиями в космонавтике являлись те, что были связаны в основном с пилотируемой космонавтикой (первый полёт человека в космос, первый выход человека в космическое пространство или высадка на Луну, создание орбитальных станций и групповые полёты космонавтов), или полёты автоматических межпланетных станций к Марсу, Венере и т. п. Без сомнения, успешная реализация подобных проектов являлась выдающимся научно-техническим достижением, однако ещё более масштабными и по выделяемым ресурсам, и по задействованному научно-производственному потенциалу были работы, связанные с обеспечением обороноспособности страны, о которых в силу этой специфики было не принято говорить, так же как и о людях, которые возглавляли и обеспечивали выполнение соответствующих программ ракетно-космической деятельности. Имена многих из них, в том числе М. Ф. Решетнёва, в течение многих десятилетий

хранились в тайне, и немногим красноярцам было известно, чем и благодаря кому по мировым меркам цивилизации стал знаменит наш край.

Значительное влияние на формирование личности М. Ф. Решетнёва оказала работа в ОКБ-1 под руководством С. П. Королёва, которая началась в 1950 г. после окончания Московского авиационного института. Именно здесь, при создании ракеты с подвижным стартом Р-11М, проявились его незаурядные способности и человеческие качества, которые позволили ему быстро пройти путь от инженера до заместителя главного конструктора, а в 1959 г. С. П. Королёв рекомендовал своего 35-летнего заместителя возглавить филиал № 2 ОКБ-1 в г. Красноярске-26 (ныне г. Железногорск) на площадке № 2 завода № 1001 Государственного комитета по оборонной технике (ныне ОАО «Красмаш») с целью сопровождения серийного производства боевых баллистических ракет Р-7А (8К74) и Р-9А (8К75) разработки ОКБ-1 С. П. Королёва. Одновременно на основной площадке завода был организован филиал ОКБ-456 под руководством А. Я. Китаева (головное ОКБ возглавлял В. П. Глушко). Указанные события вместе с начавшейся реконструкцией артиллерийского завода под производство баллистических ракет следует считать началом создания в Сибири ракетно-космической науки и промышленности. Свидетельством необычайной сложности этой задачи с самого начала её решения является переориентация предприятия после двух лет работы на производство баллистических ракет другого класса при 75%-ной готовности к выпуску ракет Р-9А. А это означало, что наряду с реконструкцией предприятия пришлось повторять все этапы подготовки производства и освоения новых приборов, двигательных установок, узлов и агрегатов. Изменился и состав кооперации предприятий по созданию новой ракеты Р-14 (8К65), головным разработчиком которой являлось ОКБ-586 М. К. Янгеля. О масштабах и темпах работы предприятия, филиалов ОКБ -1 и ОКБ-456 этого периода говорит и то, что первый пуск ракеты Р-14 состоялся уже в январе 1962 г., а освоение и серийное производство этой ракеты, ставшей самой массовой ракетой РВСН, внесли значительный вклад в укрепление обороноспособности страны.

Масштаб личности руководителя во многом определяется его способностями предвидеть развитие событий. В науке и технике это проявляется в выборе перспективных направлений научно-производственной деятельности, от правильности которого зачастую зависит судьба предприятий и трудовых коллективов. М. Ф. Решетнёв – ярчайший пример лидера, обладающего этим важнейшим качеством. В декабре 1961 г. филиал № 2 ОКБ-1 реорганизуется в самостоятельное конструкторское бюро ОКБ-10, первым завершённым проектом которого явилось создание на базе боевой ракеты 8К65У двухступенчатой ракеты-носителя легкого класса 11К65. Дата первого успешного пуска нового носителя (18 августа 1964 г.) с тремя спутниками серии «Космос» (№ 38, 39, 40) ежегодно отмечается на предприятии как праздник первой большой победы трудового коллектива. Таким образом, период с 1959 по 1964 гг. может считаться этапом признания главного конструктора М. Ф. Решетнёва и его КБ в ряду ведущих предприятий ракетно-космической отрасли. Ракета-носитель «Космос-3М» (11К65М) до 1971 г. производилась на Красмаше, после чего её производство было передано и до 1991 г. осуществлялось в ПО «Полёт» (г. Омск). Она явилась самой надёжной в своём классе ракет-носителей, первой в стране, способной выводить ИСЗ на круговые орбиты высотой до 1500 км.

В это же время наряду с работами по носителю в ОКБ-10 начиналось проектирование спутников связи, предварительная работа по которым проводилась в ОКБ М. К. Янгеля (11Ф610, 11Ф611) и С. П. Королёва («Молния»). М. Ф. Решетнёв видел перспективы своего предприятия именно в развитии этого направления деятельности и потому целенаправленно формировал, в основном из молодых специалистов – выпускников аэрокосмических и политехнических вузов страны, коллектив высококвалифицированных инженеров, создавал новые производства, развивал экспериментальную базу, а успешные пуски этих спутников (в августе 1964 г. – два спутника 11Ф610, в декабре 1964 г. – спутник 11Ф61, в мае 1965 г. – «Молния») подтвердили обоснованность подобного предвидения. Это были первые ИСЗ, созданные в Сибири. Таким образом, в течение относительно короткого времени благодаря воле и организаторскому таланту руководителя и преданности делу его единомышленников была решена задача создания с нуля предприятия, которое теперь именуется ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». По оценкам экспертов, ОАО «ИСС» сегодня входит в тройку ведущих мировых производителей космических систем связи. Нынешняя конкурентоспособность и востребованность космических аппаратов, создаваемых на предприятии,

во многом обусловлены своевременными решениями М. Ф. Решетнёва, принятыми в далёких 1960-х гг., когда создание космических средств связи, навигации и геодезии было избрано основным направлением деятельности нового предприятия, и позже, в 1990-х гг., развитием международного сотрудничества предприятия в такой «чувствительной» сфере деятельности, как космическое машиностроение. Под руководством М. Ф. Решетнёва, по-существу, создана сибирская научная и производственная школа спутникостроения, в которой выросли специалисты высокого класса.

Около 30 космических информационных и координатно-метрических систем гражданского, военного и двойного назначений, введённых в эксплуатацию при жизни Михаила Фёдоровича, более 1000 ИСЗ, обеспечивавших их работу на всех типах орбит, от низких круговых до высокоэллиптических и геостационарных, – самое яркое свидетельство результативности работы этой школы. А сложность проектов лучше всего характеризуется тем, что многие из них были реализованы впервые в мире. Приведём лишь некоторые примеры подобных проектов. В 1965 г. ракетой-носителем «Космос-3М» одновременно были выведены на орбиту Земли пять малых космических аппаратов «Стрела-1», которые сформировали первую в мировой практике спутниковую систему персональной связи. В 1967 г. создана первая в мире региональная система космической связи «Молния–Орбита», которая обеспечила всю страну трансляцией программ центрального телевидения в реальном масштабе времени. В 1971 г. в эксплуатацию впервые в мировой практике была введена совмещённая навигационно-связная спутниковая система «Циклон». В последующие годы на её базе создавались спутники навигации и геодезии, а также космические аппараты «Надежда» международной системы поиска и спасения терпящих бедствие объектов. Со спутников «Ураган» начиналось создание в 1970–80-е гг. глобальной спутниковой навигационной системы (ГЛОНАСС). Первый отечественный геостационарный спутник «Радуга», выведенный на орбиту в 1975 г., положил начало широкому внедрению спутниковой радиосвязи в народнохозяйственную сферу, а первая в мире спутниковая система непосредственного телевизионного вещания «Экран», эксплуатация которой началась в 1976 г., сделала доступным телевидение для самых удалённых точек страны. О масштабах деятельности предприятия и его значении в обеспечении обороноспособности страны и её социально-экономического развития свидетельствует одно лишь перечисление типов введённых в эксплуатацию космических аппаратов – помимо названных выделим ГЕО-ИК, «Горизонт», «Поток», «Луч», «Меридиан», «Галс», «Экспресс», «Гонец», и это далеко не полный перечень.

Создание каждой новой космической системы и даже отдельного космического аппарата помимо решения массы технологических проблем сопровождается огромными затратами интеллектуального труда, связанного с проведением научных исследований, привлечением к этой работе академических институтов и научных лабораторий университетов, организацией большой кооперации соисполнителей, включающей десятки предприятий и организаций. Роль генерального конструктора в обеспечении чёткой работы всей кооперации является решающей, также как и ответственность за конечный результат, зачастую на самом высшем уровне. Сложности многократно возрастают, если речь идёт о решении проблем, которыми до этого времени никто не занимался. В перечне подобных проблем для предприятия следует особо выделить освоение геостационарной орбиты. Научная и инженерная школа академика М. Ф. Решетнёва этого направления получила мировое признание, выразившееся в реализации на конкурсной основе совместных с зарубежными фирмами проектов. Результаты научных исследований по механике твёрдого тела, динамике полёта, теории автоматического управления, механике композиционных материалов и др., выполненных под руководством М. Ф. Решетнёва, имели большое значение в развитии космического машиностроения. Сила его инженерной школы проявилась и в том, что в ней выросли замечательные учёные-конструкторы, которые успешно продолжают его дело. Свидетельство тому – значительное увеличение объёмов работы, укрепление производственной и экспериментальной базы, выход на мировой уровень по показателям надёжности и качественных характеристик космических аппаратов, срокам активного существования и т. д. О многом говорит и тот факт, что в настоящее время в производстве на предприятии одновременно находятся около 50 космических аппаратов различного назначения, а в российской орбитальной группировке из примерно 120 аппаратов около 90 – это спутники ОАО «ИСС».

Говоря о значении деятельности академика М. Ф. Решетнёва, нельзя не отметить его влияние на развитие высшего профессионального обра-

зования в регионе. Ресурсы космонавтики в постановке качественного образования огромны, и неслучайно запуск в СССР первого ИСЗ явился не только эмоциональным потрясением для всего мира. Он положил начало широкомасштабным преобразованиям образовательных систем всех ведущих стран. Необходимость кадрового обеспечения предприятий аэрокосмической отрасли определила создание многих новых направлений подготовки специалистов. В ракетно-космической промышленности Красноярский машиностроительный завод и ОАО «ИСС» – одни из крупнейших и значимых предприятий, и вопросам их кадрового обеспечения сразу придавалось первостепенное значение. Параллельно с развитием производства в начале 1960-х гг. создавалась система подготовки специалистов, отвечающая задачам изготовления сложнейшей техники. Именно в это время был создан наш университет (тогда завод-втуз – филиал Политехнического института). На всех этапах его становления и развития отмечалась полная поддержка его со стороны руководства базовых предприятий во всём, что касалось обеспечения качества в подготовке выпускников, создания материально-технической базы и развития научных исследований, обеспечения необходимых социальных условий для студентов и преподавателей. Многое в этой работе зависит, как известно, от позиции первых лиц, и в этом плане вузу повезло – практически все руководители и главные специалисты базовых предприятий с самого начала активно включились в работу выпускающих кафедр (летательных аппаратов, двигателей ЛА и систем управления), сформированных в 1960-е гг. из молодых специалистов – выпускников вузов Москвы, Ленинграда, Казани, Куйбышева, Тулы, Челябинска и др. Десятки специалистов, занятость которых на основной работе была огромной, находили время для работы в студенческой аудитории. Это позволило в относительно короткое время наладить полноценную учебную и научно-исследовательскую работу выпускающих кафедр, а в дальнейшем пополнять научно-педагогический состав кафедр в основном из числа лучших выпускников.

С 1972 г. в педагогическую работу на кафедре летательных аппаратов в должности профессора включился и М. Ф. Решетнёв. К каждой лекции Михаил Фёдорович тщательно готовился (по словам его помощников, он заранее основательно прорабатывал содержание лекций, привлекая для этих целей специалистов из отделов предприятия, подбирал качественный иллюстративный материал и т. п.), так проявлялся стиль работы этого человека, для которого на первом месте всегда стояли ответственность, требовательность, внимание к мелочам, ко всему, что может повлиять на результат. Невозможно переоценить значение личных встреч и общения студентов с генеральным конструктором, координирующим деятельность огромного количества КБ и предприятий, отраслевых НИИ и академических институтов, которые во взаимодействии решали сложнейшие научно-технические проблемы при создании ракетно-космической техники.

Развитию более глубоких форм интеграции вуза и научно-производственного объединения способствовало создание на базе предприятия в начале 1980-х гг. ряда филиалов выпускающих кафедр, а с открытием в 1989 г. специальности «Космические аппараты и разгонные блоки» и первой базовой кафедры космических аппаратов, которую возглавил сам академик (в этом году на кафедре отмечается юбилейная дата – 25 лет со дня её создания), устанавливался новый уровень взаимодействия вуза с предприятием. Наличие кафедры внутри фирмы и длительное (до 2-х лет) погружение студентов в профессиональную среду, что даёт им возможность включиться в работу подразделений, общаться со специалистами и работать вместе с ними над реальными проектами, осваивать современные программные продукты и средства автоматизированного проектирования, – всё это способствует более быстрому приобретению профессиональных навыков по сравнению с традиционными методами обучения. Причастность студентов в период обучения к выполнению сложных космических проектов и к людям, их осуществляющим, успехи и неудачи в этой работе создают не только особый эмоциональный фон в профессиональном обучении, но и по-настоящему обеспечивают его качество. Для практических и лабораторных работ студентов используется крупнейшая в Сибири экспериментальная база по отработке конструкций на прочность, динамические, акустические и температурные воздействия, по влиянию факторов космического пространства, вакуума, невесомости, по отработке кинематики больших трансформируемых конструкций и др. Важно и то, что студентам, прошедшим обучение по интегрированной системе, гарантируется трудоустройство по избранной специальности после окончания вуза. В этом заключается главная ценность реализуемых в полном объёме на базовой кафедре методов целевой подготовки. Актуальность и научная новизна выполняемых проектов

создают благоприятные условия для продолжения исследований в аспирантуре кафедры, к тому же на предприятии созданы значительные стимулы для повышения научной квалификации молодых специалистов. Показателем качества работы базовой кафедры может являться, в частности, и то, что из числа её выпускников многие стали руководителями производственных подразделений, а пять из них – лауреатами государственных премий в области науки и техники. Роль академика М. Ф. Решетнёва в создании подобной системы подготовки специалистов на завершающем этапе обучения студентов была исключительно велика, поскольку для сотрудников базовой кафедры – ведущих специалистов предприятия, вопросы подготовки кадров и поиск резервов улучшения этой работы становятся такими же важными, как и основная работа. Помимо базовой кафедры космических аппаратов в ОАО «ИСС» сегодня функционирует ряд других базовых кафедр университета и филиалов кафедр, на которых работу со студентами осуществляет высококвалифицированный научно-педагогический коллектив из числа главных и ведущих специалистов предприятия, включающий около 40 профессоров и доцентов, в том числе Генеральный конструктор и Генеральный директор ОАО «ИСС», член-корреспондент РАН, доктор технических наук, профессор Н. А. Тестоедов и его заместители.

Ракетно-космическая тематика доминирует в научно-исследовательской деятельности многих выпускающих кафедр университета. Её основными направлениями являются проектирование аэрокосмических систем, прогрессивные технологии, конструкционные и функциональные материалы для специальной техники, проблемы механики и управления в робототехнических системах и автоматизированных комплексах, информационные системы и технологии. Многие преподаватели университета в ходе выполнения НИР по этой тематике защитили кандидатские и докторские диссертации. В свою очередь, участвуя в работе кафедр университета, десятки специалистов базовых предприятий приобрели высокую научно-педагогическую квалификацию, им присвоены учёные звания профессоров и доцентов. Таким образом, последовательная и целенаправленная работа коллектива вуза и базовых предприятий позволила сформировать научно-педагогическую школу высокого уровня подготовки специалистов для ракетно-космической отрасли. Подтверждением этого могут являться результаты конкурса, проведённого в 2009 г. в рамках Федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России», в котором наш университет был признан лидером в подготовке кадров для предприятий ракетно-космической отрасли по направлению «Космические системы». При поддержке Роскосмоса решением Минобрнауки РФ на базе СибГАУ создан отраслевой ресурсный центр коллективного пользования «Космические аппараты и системы», что является свидетельством высокого уровня кадрового и научного потенциала и конкурентоспособности вуза и созданного совместно с базовыми предприятиями единого учебно-научно-производственного комплекса на этом направлении.

Интересы М. Ф. Решетнёва по вопросам подготовки специалистов были весьма широкими и охватывали многие фундаментальные и инженерные направления в вузах г. Красноярска; по его инициативе и поддержке в некоторых из них были открыты новые направления как в подготовке кадров, так и в научной деятельности. Так, в Красноярском государственном университете были развёрнуты исследования по физике ближнего космоса, по изучению влияния космического пространства на работу систем космических аппаратов. Совместная работа привела к созданию ряда новых приборов, была получена важная информация по влиянию различных излучений на работоспособность космических аппаратов, за счёт чего удалось повысить их ресурсы при эксплуатации. За счёт НИР по этой тематике в значительной степени была укреплена учебно-лабораторная база физического факультета. В течение ряда лет академик М. Ф. Решетнёв возглавлял в КГУ кафедру механики и процессов управления. Крупные научные исследования по глобальным навигационным спутниковым системам, системам управления, технологиям динамических испытаний конструкции и др. выполнялись на кафедрах и в лабораториях Красноярского государственного политехнического университета. Он являлся председателем диссертационного совета по защитам докторских и кандидатских диссертаций по специальностям аэрокосмического направления, а также одним из создателей в г. Красноярске Сибирского отделения Российской инженерной академии, в которой до конца дней оставался президентом. Под пристальным вниманием М. Ф. Решетнёва находились вопросы привлечения в космическую отрасль молодого поколения. Он возглавлял Красноярское отделение Всерос-

сийского молодёжного объединения «Союз» и был одним из инициаторов организации краевой школы космонавтики для одарённых детей со всего края, которая и сегодня функционирует в г. Железногорске. Такой широкий круг профессиональных интересов и обязанностей академика М. Ф. Решетнёва обусловливал к нему огромный интерес не только как к выдающемуся учёному и конструктору, но и как к эксперту по вопросам качества профессионального образования. Мнение генерального конструктора и заведующего кафедрой университета по вопросам совершенствования профессионального образования, вникавшего в самые сложные аспекты этой работы, было всегда интересно знать комиссиям любого уровня. В среде специалистов по образованию он давал очень сжатые и точные оценки по самым спорным и дискуссионным вопросам, которых в 1990-х гг. появилось множество, так как начинался период глобальных реформ в системе образования, который продолжается и до настоящего времени. Практическая деятельность академика М. Ф. Решетнёва в сфере профессионального образования даёт ответы и сейчас на многие из них.

Реальная ситуация в отечественной промышленности и перспективы отдельных отраслей на мировом рынке делают в настоящее время нецелесообразным выделение в качестве приоритетной какой-либо одной модели подготовки инженерных кадров. Усиление в последние годы значения и роли региональных аспектов в осуществлении промышленной политики и развитии профессионального образования обусловливают необходимость предоставления большей самостоятельности и автономии тем центрам инженерного образования, которые зарекомендовали себя полноценными партнёрами промышленности, нашли с заинтересованными предприятиями эффективные формы взаимодействия в вопросах подготовки специалистов. Научно-педагогическая школа академика М. Ф. Решетнёва может являться примером такого взаимодействия в аэрокосмическом образовании.

В. В. Филатов,
профессор, кандидат технических наук,
заслуженный работник высшей школы РФ,
лауреат премии Правительства РФ,
профессор кафедры летательных аппаратов СибГАУ

Раздел
Part
1

МАТЕМАТИКА, МЕХАНИКА, ИНФОРМАТИКА

MATHEMATICS, MECHANICS, COMPUTER SCIENCE

УДК 521.35; 523.628.4

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 16–24

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ В АТМОСФЕРЕ ЗЕМЛИ

Ю. С. Бондаренко, Ю. Д. Медведев

Институт прикладной астрономии Российской академии наук
Российская Федерация, 191187, г. Санкт-Петербург, наб. Кутузова, 10
E-mail: bondarenko@ipa.nw.ru

Разработана методика, позволяющая определять траекторию движения небесного тела в атмосфере Земли, параметры гелиоцентрической орбиты тела до его вхождения в атмосферу, а также оценивать основные факторы поражения ударной волной. Методика предусматривает исследование нескольких вариантов развития событий вследствие прохождения объекта в атмосфере Земли. В случае если объект прошел через атмосферу, не столкнувшись с Землей, определяются моменты входа и выхода тела из атмосферы Земли. Объект может столкнуться с Землей, не разрушившись. При этом дифференциальные уравнения интегрируются до достижения небесным телом поверхности Земли. Считалось, что объект сгорает в атмосфере, если его радиус становится менее 1 см. Отдельно рассматривался случай, когда во время движения объект разрушается, а до поверхности Земли долетают только фрагменты. Разработанная методика была реализована в программно-вычислительном комплексе. Одним из преимуществ комплекса является возможность сохранения результатов вычислений в файле формата .kml, позволяющем отображать трёхмерные геопространственные данные в программе «Google Планета Земля», а также на двухмерных картах Google. В нашем случае это траектория полета и ее проекция на поверхность Земли, места разрушения, взрыва и падения метеорита, области падения фрагментов и поражения ударной волной, а также другая полезная информация. Эффективность программно-вычислительного комплекса была проверена на движении астероида 2008 TC3 и метеорита «Челябинск». Было показано, что орбиты метеоритов 2008 TC3 и «Челябинск» до входа в атмосферу оказались близки к орбитам, полученным другими авторами, а параметры воздушных взрывов совпадают с исходными данными в пределах их точности. Полученные области падения фрагментов этих метеоритов находятся всего лишь в нескольких километрах от обнаруженных осколков. Зоны разрушений в результате действия воздушной ударной волны в случае метеорита «Челябинск» совпадают с реальными данными.

Ключевые слова: небесное тело, астероид, метеорит, гелиоцентрическая орбита, траектория движения, атмосфера Земли, воздушный взрыв, ударная волна, район падения.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 16–24

DETERMINATION OF THE TRAJECTORY OF MOTION OF CELESTIAL BODIES IN THE EARTH'S ATMOSPHERE

Yu. S. Bondarenko, Yu. D. Medvedev

Institute of Applied Astronomy of Russian Academy of Sciences
10, Kutuzova nab., St. Petersburg, 191187, Russian Federation
E-mail: bondarenko@ipa.nw.ru

The authors have developed and realized the method, allowing to determine the trajectory of motion of celestial bodies in the Earth's atmosphere, to determine the parameters of heliocentric orbit of celestial bodies prior to its entry into the atmosphere, as well as to estimate major factors of damage due the blast wave. The method researches several scenarios due to the passage of the object in the Earth's atmosphere. In case the object passed through the atmosphere, without colliding with the Earth, the moments of an entrance and exit of a body from the Earth's atmosphere are determined. The object can collide with the Earth without breakup. In this case, the differential equations are integrated until the celestial body reaches the Earth's surface. It was assumed that the object burns in the atmosphere, if its radius becomes less than 1 cm. The case when object breaks up during the motion and only the fragments reach the Earth's surface was considered separately. The developed method has been implemented in the software package. One of the advantages of the package is the ability to save the results of calculations in the .kml format, allowing to display three-dimensional geospatial data in the "Google Earth" as well as two-dimensional data in "Google" maps. In our case these data are the flight trajectory and its projection to the Earth's surface, the places of meteorite break up and air burst, the impact areas of the fragments, the overpressure areas due the blast wave, as well as other useful information.

Using this method the motion of Chelyabinsk and 2008 TC3 meteorites were simulated. It was shown that heliocentric orbital elements of the Chelyabinsk and 2008 TC3 meteorites before entering the Earth's atmosphere calculated using the developed software are close to the parameters obtained by other authors, the trajectory parameters are in good agreement with the initial data within their accuracy. Estimated impact areas of meteorites fragments are only in few kilometers from the recovered one. The overpressure areas due the blast wave in case of "Chelyabinsk" meteorite coincide with the real data.

Keywords: celestial body, asteroid, meteorite, heliocentric orbit, trajectory of motion, Earth's atmosphere, air blast, blast wave, impact area.

Введение. Основными возмущающими факторами в движении малых тел в Солнечной системе являются притяжения больших планет, которые в большинстве случаев рассматриваются как материальные точки. Однако в случае тесного сближения или столкновения исследуемого объекта с Землей необходимо учитывать такие факторы, как влияние несферичности, возмущение, оказываемое атмосферой Земли, масса, состав и форма самого тела, что представляет определенную сложность для исследователей. В связи с этим возникает небходимость в разработке методики, позволяющей производить достаточно точную оценку траектории тела при его движении как вблизи, так и в атмосфере Земли.

Динамическая модель. В разработанной динамической модели, в случае если изучаемый объект движется вне земной атмосферы, уравнения движения задаются в прямоугольной гелиоцентрической системе координат и имеют вид

$$\ddot{\bar{r}} = \bar{W}_1' + \bar{W}_2' + \bar{W}_3',\ ,$$

где $\bar{W}_1'$ – гравитационное ускорение от Солнца; $\bar{W}_2'$ – возмущающие ускорения, определяемые притяжением изучаемого объекта планетами; $\bar{W}_3'$ – релятивистские поправки.

Если же тело вошло в атмосферу Земли, то происходит переход к геоцентрической системе координат, а уравнения движения изменяются. В них добавляются слагаемые, учитывающие сжатие Земли и сопротивление атмосферы. Также добавляется дифференциальное уравнение, описывающее изменение размера объекта вследствие его торможения в атмосфере:

$$\begin{cases} \ddot{\bar{r}} = \bar{W}_1 + \bar{W}_2 + \bar{W}_3; \\ \dot{R} = V_1, \end{cases}$$

где $\bar{W}_1$ – гравитационное ускорение от Земли с учетом сжатия; $\bar{W}_2$ – гравитационные возмущения от Солнца и планет Солнечной системы; $\bar{W}_3$ – сопротивление атмосферы; V_1 – скорость изменения размера объекта.

Возмущающее ускорение $\bar{W}_3$, учитывающее сопротивление атмосферы, задается в виде

$$\bar{W}_3 = -\underbrace{\overbrace{\frac{1}{2} C_D \rho_a \upsilon^2}^{P} \left(\frac{S_{\text{mid}}}{m} \right)}_{A} \frac{\bar{\upsilon}}{\upsilon},$$

где C_D – коэффициент сопротивления воздуха; ρ_a – плотность воздуха; $\bar{\upsilon}$ – вектор скорости объекта относительно атмосферы Земли; υ – модуль вектора скорости; отношение миделева сечения S_{mid} к массе объекта m характеризует парусность [1]. Для удобства буквой P обозначено давление, оказываемое воздухом на тело, а буквой A – сопротивление воздуха.

Считая, что часть энергии, возникающей из-за сопротивления атмосферы, идет на разогрев и испарение вещества с поверхности тела, а сам объект в результате испарения имеет и сохраняет сферическую форму, скорость изменения радиуса тела будет определяться следующим выражением:

$$V_1 = -\gamma \frac{RA\upsilon}{K},$$

где γ – количество энергии, идущей на сублимацию вещества; R – радиус объекта; K – тепло, необходимое для испарения 1 кг вещества.

Возможное развитие событий. Методика предусматривает исследование нескольких вариантов развития событий вследствие прохождения объекта в атмосфере Земли. В случае если объект прошел через атмосферу, не столкнувшись с Землей, определяются моменты входа и выхода тела из атмосферы Земли. Объект может столкнуться с Землей, не разрушившись. При этом дифференциальные уравнения интегрируются до достижения небесным телом поверхности Земли. Считалось, что объект сгорает в атмосфере, если его радиус R становится менее 1 см. Отдельно рассматривался случай, когда во время движения объект разрушается, а до поверхности Земли долетают только фрагменты.

Разрушение тела происходит при достижении давления воздуха на тело P величины критического значения $P_{\max}$. Значения критического давления для различных материалов исследуемого объекта представлены в табл. 1 [2]. В зависимости от заданной плотности значения критического давления определяются по табл. 1 интерполяцией.

Таблица 1

Величины критического давления для различных материалов

Материал	Плотность, кг/м^3	$P_{\max}$, Па
Лед	1000	10^4
Пористая порода	1500	10^5
Плотная порода	3600	10^7
Железо	8000	10^8

Достигнув критического давления, тело разрушается, однако некоторое время фрагменты тела движутся как единое целое, отдаляясь друг от друга со скоростью $V = \sqrt{\rho_a / \rho}\,\upsilon_T$, где υ_T – модуль вектора скорости тела в момент разрушения; ρ – плотность тела [3]. После разрушения скорость изменения размера

объекта V_1 в системе берется равной V. Из-за разницы давлений на переднюю и заднюю поверхности раздробленное тело как-бы расширяется перпендикулярно траектории движения до тех пор, пока отношение текущего радиуса к радиусу тела в момент разрушения $R(t)/R$ не достигнет заданного предела. Оценки этой величины у разных авторов [4; 5] варьируются в пределах от 2 до 10. В разработанной динамической модели считается, что воздушный взрыв происходит в момент, когда значение $R(t) = 5R$ при условии, что тело к этому моменту не достигло поверхности Земли. С этого момента считается, что фрагменты начинают двигаться по независимым траекториям, а следствием их быстрого торможения является ударная волна.

Параметром ударной волны, определяющим ее воздействие на различные объекты, является максимальное избыточное давление на фронте Δp_m. На основе опытных данных для сферической ударной волны была получена эмпирическая зависимость [6]

$$\Delta p_m = 0,084\frac{E^{\frac{1}{3}}}{l} + 0,27\frac{E^{\frac{2}{3}}}{l^2} + 0,7\frac{E}{l^3},$$

где E – энергия взрыва, измеряющаяся в кг тротилового эквивалента; l – расстояние от центра взрыва, м; избыточное давление на фронте ударной волны Δp_m измеряется в МПа. Эта формула справедлива для взрывов большой мощности: $E > 100$ кг ТНТ в диапазоне $0,01 < \Delta p_m < 1$ МПа.

Прямое воздействие избыточного давления на фронте ударной волны приводит к частичному или полному разрушению зданий, сооружений и других объектов. В зависимости от величины избыточного давления выделяют различные зоны разрушений [7], значения которых представлены в табл. 2. Очаг поражения на равнинной местности условно ограничивается радиусом с избыточным давлением 10 кПа (0,1 кгс/см).

Энергия воздушного взрыва определяется количеством энергии, выделившейся при торможении разрушающегося тела, по формуле

$$E = \eta\frac{1}{2}m\upsilon_T^2,$$

где m – масса тела в момент разрушения; η – доля энергии, выделившейся почти мгновенно при торможении мелких осколков. Таким образом, зная энергию и высоту взрыва, находят размеры зон разрушений.

Таблица 2

Разрушения при воздействии ударной волны

Зоны разрушений	Δp_m, кПа
Порог прочности стекла	1
Разбиты 10 % стекол	2
Незначительные повреждения построек	5
Частичное разрушение	10
Средние разрушения	20
Сильные разрушения	30
Полное разрушение	50

Предположим, что во время движения тела в атмосфере Земли в какой-то момент времени T произошло разрушение объекта на фрагменты. Для оценки области падения в разработанной методике совместно интегрируется движение 4 фрагментов, которые разлетаются в противоположных направлениях в плоскости, перпендикулярной вектору скорости тела в момент разрушения $\overline{\upsilon}_T$ со скоростями $V = \sqrt{\rho_a/\rho}\upsilon_T$. Эти направления изображены на рис. 1. В таком случае векторы скорости каждого из четырех фрагментов $\overline{\upsilon}_W$, $\overline{\upsilon}_E$, $\overline{\upsilon}_N$ и $\overline{\upsilon}_S$ задаются формулами

$$\overline{\upsilon}_W = \overline{\upsilon}_T + V\frac{\overline{\omega}}{|\overline{\omega}|};\ \overline{\upsilon}_N = \overline{\upsilon}_T + V\frac{\overline{\omega}\times\overline{\upsilon}_T}{|\overline{\omega}\times\overline{\upsilon}_T|};$$

$$\overline{\upsilon}_E = \overline{\upsilon}_T - V\overline{\upsilon}_W;\ \overline{\upsilon}_S = \overline{\upsilon}_T - V\overline{\upsilon}_N,$$

где $\overline{\omega} = \overline{\upsilon}_T \times \overline{r}_T$; $\overline{r}_T$ – вектор положения тела в момент разрушения. Радиус фрагментов берется равным $R_f = R_T/n$, где n – число фрагментов; R_T – радиус объекта в момент разрушения. Координаты мест падения фрагментов, обозначенные на рис. 1 точками W, E, N и S, вычисляются с учетом параметров прецессии и нутации оси Земли, а область падения аппроксимируется эллипсом, проходящим через эти точки.

Разработанная методика была реализована в программно-вычислительном комплексе. Одним из преимуществ комплекса является возможность сохранения результатов вычислений в файле формата .kml, позволяющем отображать трёхмерные геопространственные данные в программе «Google Планета Земля» [8], а также на двухмерных картах Google. В нашем случае это траектория полета и ее проекция на поверхность Земли, места разрушения, взрыва и падения метеорита, области падения фрагментов и поражения ударной волной, а также другая полезная информация. Эффективность программно-вычислитель-ного комплекса была проверена на движении астероида 2008 TC3 и метеорита «Челябинск».

Астероид 2008 TC3. Астероид 2008 TC3 был открыт утром 6 октября 2008 г. в обсерватории Маунт-Леммон. Оперативные вычисления предварительной орбиты показали, что этот астероид должен столкнуться с Землей в ближайшие 24 часа. Это было первое небесное тело, обнаруженное до входа в атмосферу Земли. Его диаметр оценивался в пределах от 2 до 5 м. 7 октября метеорит разрушился при падении в атмосфере над пустынной территорией Судана на высоте 37 км с координатами 20.8° с. ш. и 32.2° в. д. [9]. Позднее были найдены более 600 фрагментов астероида общей массой 10,7 кг [10].

На первом этапе, используя метод определения орбит, основанный на переборе орбитальных плоскостей [11], были получены элементы гелиоцентрической орбиты (табл. 3), которые представляют 589 позиционных наблюдений астероида 2008 TC3 со среднеквадратической ошибкой $\sigma = 2.0''$ на эпоху 2454746.5 JD (7 октября 2008 г.). Эти элементы задают так называемую номинальную орбиту, т. е. удовлетворяющую условиям метода наименьших квадратов. Для сравнения в табл. 3 также приведены элементы орбит, полученные Лабораторией реактивного движения (JPL).

Далее, используя полученные элементы орбиты, было произведено моделирование движения астероида 2008 TC3 до момента его столкновения с Землей. В принятой модели в уравнениях движения учитывались гравитационные возмущения от всех больших планет, Луны и Плутона. Координаты возмущающих планет вычислялись по численной эфемериде EPM [13]. Численное интегрирование уравнений движения выполнялось методом Рунге–Кутта 4-го порядка с автоматическим выбором шага по величине скорости. Плотность воздуха вычислялась по таблицам стандартной атмосферы США 1976 [14], в которой атмосфера разделена на семь последовательно расположенных слоев с линейной зависимостью температуры от высоты. Поверхность Земли аппроксимировалась эллипсоидом вращения [15]. Полагая, что объект имел сферическую форму, коэффициент сопротивления воздуха C_D принимался равным 2 [2]. Количество энергии, идущей на сублимацию вещества γ, для основного тела бралось равным 10^{-3}, а для фрагментов – 10^{-2}. Также считалось, что для испарения 1 кг вещества астероида 2008 TC3 необходимо 600 кал/г.

Результаты моделирования движения астероида 2008 TC3 в атмосфере Земли представлены на рис. 2, где изображен снимок местности со спутника, на котором черной линией показана траектория движения метеорита, полученная по элементам номинальной орбиты, а белой линией – ее проекция на поверхность Земли. Места начала разрушения и взрыва метеорита обозначены буквами A и B соответственно, а их параметры в сравнении со спутниковыми данными [9] приведены в табл. 4. Цифрами отмечены места обнаруженных фрагментов метеорита, а их массы и координаты [10] приведены в табл. 5.

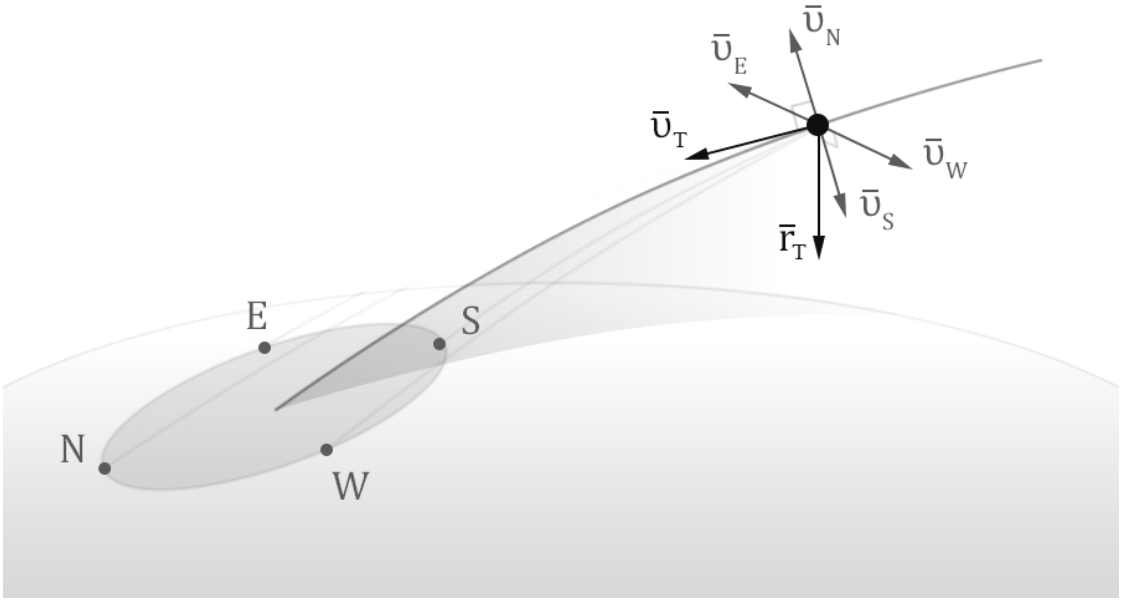


Рис. 1. Определение области падения фрагментов

Таблица 3

Элементы орбиты астероида 2008 TC3 на эпоху 7 октября 2008 г.

Автор	M (°)	ω (°)	Ω (°)	i (°)	e	n (°/сут)
ИПА	330.7502	234.4474	194.1011	2.5416	0.311995	0.658783
JPL [12]	330.7541	234.4490	194.1011	2.5422	0.312065	0.658707

Таблица 4

Параметры мест начала разрушения и взрыва астероида 2008 TC3

Параметр	ИПА		Спутниковые данные (NASA/JPL, 2008)
	Разрушение	Взрыв	
Высота, км	36,9	35,2	37
Время, UT	02:45:51	02:45:51	02:45:45
Широта, ° с. ш.	20.72	20.71	20.8
Долгота, ° в. д.	32.15	32.19	32.2

Таблица 5

Параметры найденных фрагментов астероида 2008 TC3

Параметр	1	2	3	4	5	6	7
Масса, г	4,412	78,201	65,733	141,842	378,710	259,860	303,690
Широта, ° с. ш.	20.77	20.74	20.74	20.70	20.68	20.70	20.70
Долгота, ° в. д.	32.29	32.33	32.36	32.49	32.50	32.50	32.52

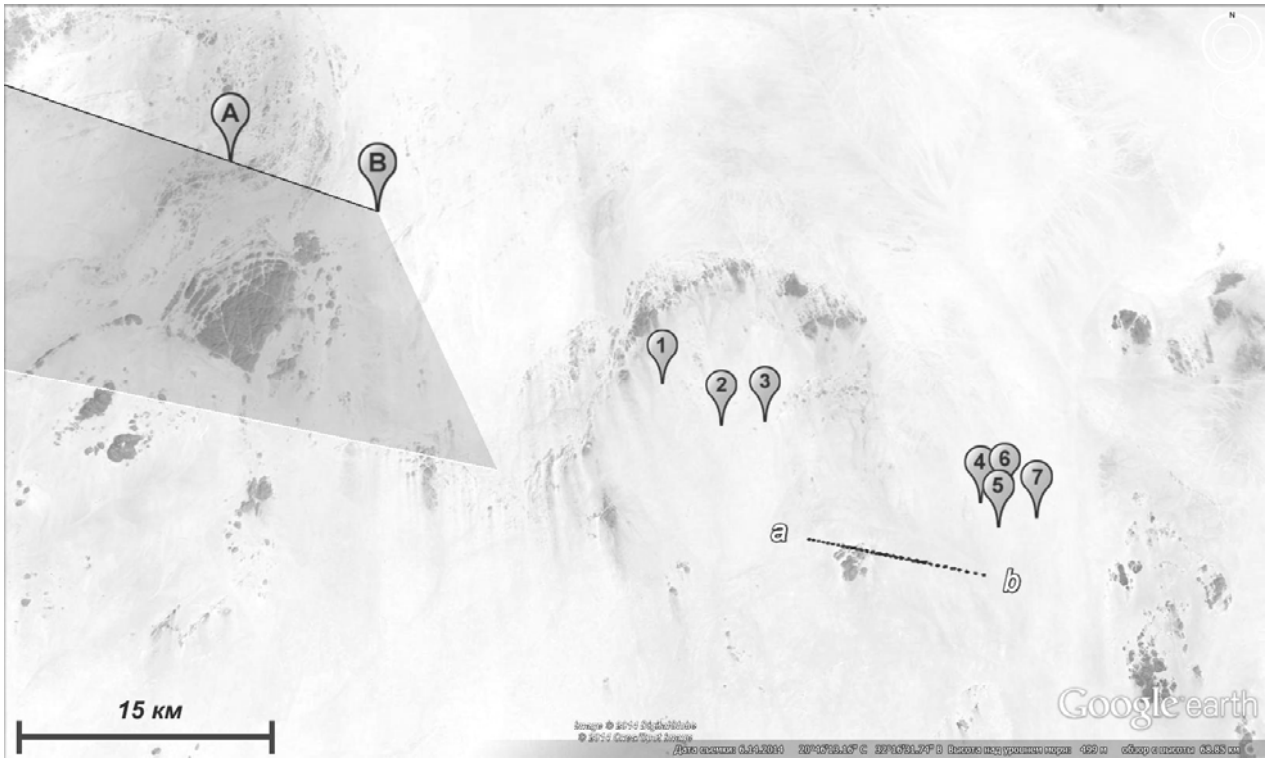


Рис. 2. Результаты моделирования движения метеорита 2008 TC3 в атмосфере Земли

Из табл. 5 видно, что массы обнаруженных фрагментов не превышают килограмма, поэтому после взрыва метеорита производилось моделирование движения фрагментов с массами в диапазоне от 100 до 700 г. Программно-вычислительный комплекс позволяет одновременно проводить оценку области падения для заданного количества фрагментов разных размеров, сохраняя все полученные данные в файлы. На рисунке отмечены вероятные области падения фрагментов различных масс, полученные по номинальной орбите и двум ее вариациям. Буквами *A* и *B* обозначены области выпадения фрагментов с наименьшей и наибольшей массами соответственно. На рис. 2 видно хорошее соответствие полученных результатов оценки областей падения с найденными фрагментами, а небольшие отклонения можно объяснить, например, воздействием ветра [10]. Данные табл. 4 также говорят о хорошем соответствии результатов моделирования и данных, полученных со спутника.

Метеорит «Челябинск». Утром 15 февраля 2013 г. в небе над Челябинском наблюдалась яркая вспышка, которая была вызвана относительно небольшим астероидом приблизительно 17–20 м в диаметре, вошедшим в атмосферу Земли на высокой скорости и под небольшим углом. В этот момент высвободилось огромное количество энергии, а само тело разрушилось на множество частей разных размеров, которые упали на землю. Так как это событие произошло над крупнонаселенным городом, оно отличается от подобных ему числом показаний очевидцев. Оно было зафиксировано большим количеством видеорегистраторов и видеокамер. Кроме того, метеорологические спутники Meteosat 9 и Meteosat 10 смогли сфотографировать конденсационный след от пролёта метеорита в атмосфере Земли [16], а со дна озера Чебаркуль был поднят осколок метеорита размером около метра и весом приблизительно 600 кг.

Для моделирования движения метеорита в качестве начальных параметров были использованы наиболее точные на сегодняшний день данные, которые были получены аппаратурой, установленной на геостационарных спутниках, работающих в интересах Министерства обороны США и Министерства энергетики США. Эта аппаратура позволяет отслеживать воздушные ядерные взрывы, а также измерять кривые светимости сгорающих в атмосфере болидов. По этим данным момент максимальной яркости произошел 15 февраля 2013 г. в 03:20:33 по Гринвичу на высоте 23,3 км с координатами 54.8° с. ш. и 61.1° в. д. Скорость объекта в момент максимальной яркости составляла 18,6 км/с, а выделившаяся энергия – 440 Кт в тротиловом эквиваленте [17].

Азимут траектории и наклон, полученные колумбийскими астрономами [18] по многочисленным записям с видеорегистраторов и камер видеонаблюдения, брались соответственно 285 ± 2° и 15,8 ± 0,3°. Найденные остатки метеорита говорят о том, что это был обычный хондрит [19] плотностью примерно 3,6 г/см^3. Диаметр объекта до входа в атмосферу брался равным 18 м.

По этим параметрам были вычислены элементы гелиоцентрической орбиты объекта до его входа в атмосферу на эпоху 2456336.5 JD (13 февраля 2013 г.). Эти элементы, в сравнении с результатами других авторов, представлены в табл. 6 в первой строке.

Таблица 6

Сравнение параметров полученной гелиоцентрической орбиты

Автор	q (а. е.)	e	ω (°)	Ω (°)	i (°)	a (а. е.)
ИПА	0.70	0.56	100.90	326.46	4.27	1.60
Zuluaga [18]	0.71	0.48	97.98	326.47	4.31	1.37
IAU 3423 [20]	0.77	0.5	109.7	326.41	3.6	1.55
ИНАСАН [21]	0.74	0.58	108.3	326.44	4.93	1.76
ХНУ [22]	0.65	0.65	97.2	326.42	12.06	1.83

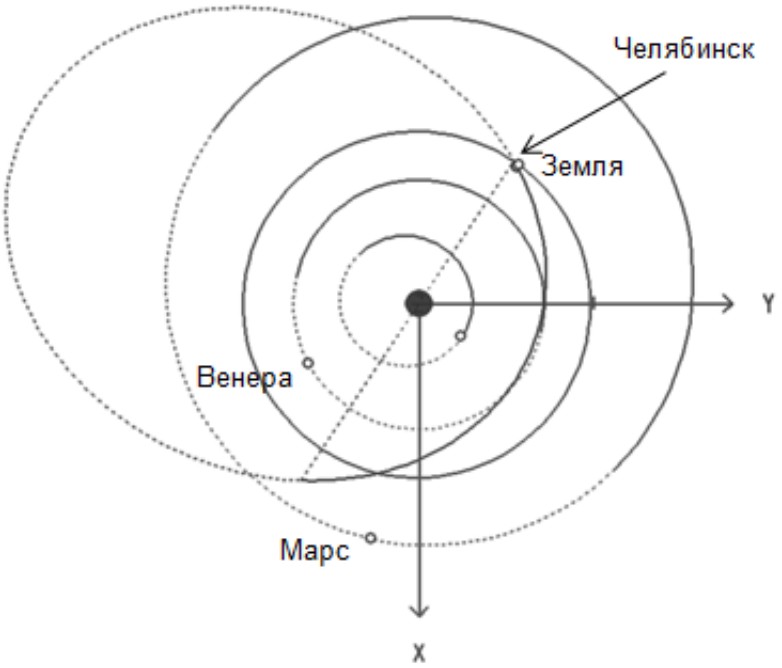


Рис. 3. Гелиоцентрическая орбита метеорита «Челябинск»

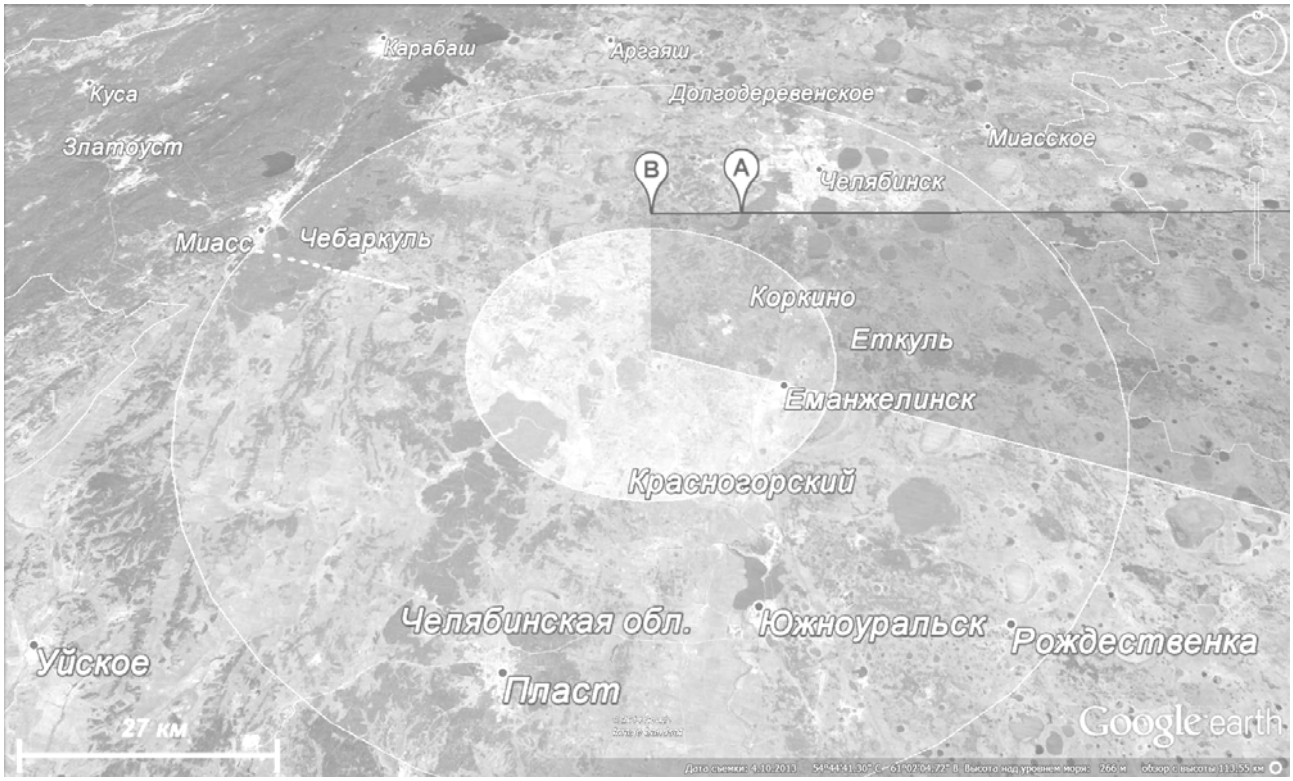


Рис. 4. Результаты моделирования движения метеорита «Челябинск» в атмосфере Земли

Рис. 5. Области падения фрагментов метеорита «Челябинск»

На рис. 3 изображена гелиоцентрическая орбита метеорита «Челябинск» в плоскости эклиптики по вычисленным элементам, полученная с помощью программно-вычислительного комплекса HALLEY [23]. Как видно из рис. 3, орбита астероида достигает орбиты Венеры в перигелии и пояса астероидов в афелии. Численный расчет эволюции показывает, что астероид мог двигаться по этой орбите в течение тысяч лет, многократно пересекая орбиту Земли. Вероятно, что этот астероид образовался в результате столкновительных процессов в главном поясе. Находясь в перигелии своей орбиты приблизительно за два с половиной месяца до столкновения, он приближался к Земле со стороны Солнца, что помешало его заблаговременному обнаружению обсерваториями, ведущими постоянный мониторинг за малыми телами Солнечной системы.

Далее, как и в случае астероида 2008 TC3, по вычисленным элементам гелиоцентрической орбиты были получены параметры разрушения и взрыва метеорита в атмосфере Земли, представленные в табл. 7.

Таблица 7

Параметры мест начала разрушения и взрыва метеорита «Челябинск»

Параметр	Разрушение	Взрыв
Высота, км	27,7	24,5
Время, UT	03:20:32	03:20:33
Широта, ° с. ш.	54.78	54.81
Долгота, ° в. д.	61.20	61.04

Черной линией на рис. 4 показана траектория падения, белой – проекция траектории, места разрушения и взрыва в точках A и B соответственно, области падения фрагментов, а также отмечены ближайшие населенные пункты, наложенные на спутниковый снимок местности.

По расчетам, в момент взрыва произошло выделение 474 кт ТНТ энергии. При этом радиус зоны разрушения с избыточным давлением на фронте ударной волны в 1 кПа оказывается равным 127 км и 51 км – для 2 кПа. Такие значения давления соответствуют порогу прочности стекла (см. табл. 2). Зоны разрушения изображены на рис. 4 белыми окружностями.

После взрыва метеорита производилось моделирование движения 20 групп фрагментов с размерами в диапазоне от 1,8 до 0,4 м. На рис. 5 звездочкой отмечено место падения самого крупного фрагмента метеорита размером около метра и массой 654 кг, найденного в озере Чебаркуль [24]. Цифрами 1, 2 и 3 обозначены полученные вероятные области падения фрагментов, находящиеся в непосредственной близости от найденного осколка, а их параметры представлены в табл. 8.

Таблица 8

Параметры областей падения фрагментов

Параметр	1	2	3
Размер фрагмента, м	0,7	0,6	0,6
Масса фрагмента, кг	646	517	420
Широта центра области, ° с. ш.	54.94	54.93	54.93
Долгота центра области, ° в. д.	60.31	60.33	60.35
Размер области, м	1270×354	1216×346	1166×336

Заключение. Полученные в работе результаты показывают, что разработанная методика позволяет рассчитывать траекторию небесного тела в атмосфере Земли, параметры гелиоцентрической орбиты тела до его вхождения в атмосферу оценивать район падения осколков и основные факторы поражения. Было показано, что орбиты метеоритов 2008 TC3 и «Челябинск» до входа в атмосферу оказались близки к орбитам, полученным другими авторами, а параметры воздушных взрывов совпадают с исходными данными в пределах их точности. Полученные области падения фрагментов этих метеоритов находятся всего лишь в нескольких километрах от обнаруженных осколков. Зоны разрушений в результате действия воздушной ударной волны в случае метеорита «Челябинск» совпадают с реальными данными [25], по которым около 7320 зданий получили повреждения. В одних зданиях были разбиты стекла, в других из окон полностью выбило рамы. В Еткульском районе, ставшим эпицентром взрыва, были повреждены 865 окон в жилых домах и 1,1 тыс. окон в остальных зданиях.

Библиографические ссылки

1. Аксенов Е. П. Теория движения искусственных спутников Земли. М. : Наука, 1977. 360 с.
2. Svetsov V. V., Nemtchinov I. V. Disintegration of Large Meteoroids in Earth's Atmosphere: Theoretical Models // Icarus. 1995. Vol. 116. P. 131–153.
3. Passey Q. R., Melosh H. J. Effects of atmospheric breakup on crater field formation // Icarus. 1989. 42. P. 211–233.
4. Ivanov B. A., Deniem D., Neukum G. Implementation of dynamic strength models into 2D hydrocodes: Applications for atmospheric breakup and impact cratering // International Journal of Impact Engineering. 1997. P. 411–430.
5. Chyba C. F., Thomas P. J., Zahnle K. J. The 1908 Tunguska explosion: Atmospheric disruption of a stony asteroid // Nature. 1993. P. 40–44.
6. Физика взрыва / С. Г. Андреев [и др.] ; под ред. Л. П. Орленко. В 2 т. Т. 1. 3-е изд., перераб. М. : ФИЗМАТЛИТ, 2002. 832 с.
7. Атаманюк В. Г., Ширшев Л. Г., Акимов Н. И. Гражданская оборона : учебник для вузов / под ред. Д. И. Михайлика. М. : Высш. шк., 1986. 207 с.
8. Google [Электронный ресурс]. URL: http://www.google.com/earth/ (дата обращения: 15.07.2014).
9. NASA/JPL [Электронный ресурс]. URL: http://neo.jpl.nasa.gov/news/2008tc3.html/ (дата обращения: 15.07.2014).
10. The recovery of asteroid 2008 TC3 / M. H. Shaddad [et. al.] // Meteoritics & Planetary Science. 2010. P. 1–33.
11. Бондаренко Ю. С., Вавилов Д. Е., Медведев Ю. Д. Метод определения орбит малых тел Солнечной системы, основанный на переборе орбитальных плоскостей // Астрономический вестник. 2014. Т. 48, № 3. С. 229–233.
12. JPL Solar System Dynamics, 2014, SPK-ID: 3430291 [Электронный ресурс]. URL: http://ssd.jpl.nasa.gov/ (дата обращения: 15.07.2014).
13. Питьева Е. В. Фундаментальные национальные эфемериды планет и Луны (EPM) Института прикладной астрономии РАН: динамическая модель, параметры, точность // Труды ИПА РАН. СПб. : Наука, 2012. Вып. 23. С. 364–367.
14. U. S. Standard Atmosphere / U. S. Government Printing Office. Washington, D.C., 1976.
15. Groten E. Report of the IAG. Special Commission SC3, Fundamental Constants. XXII. 1999. IAG General Assembly.
16. NOAA [Электронный ресурс]. URL: http://www.nnvl.noaa.gov/MediaDetail2.php?MediaID=1290&MediaTypeID=1/ (дата обращения: 15.07.2014).
17. NASA/JPL [Электронный ресурс]. URL: http://neo.jpl.nasa.gov/news/fireball_130301.html/ (дата обращения: 15.07.2014).
18. Zuluaga J. I., Ferrin I., Geens S. The orbit of the Chelyabinsk event impactor as reconstructed from amateur and public footage. 2013. arXiv:1303.1796.
19. Mineralogy, reflectance spectra, and physical properties of the Chelyabinsk LL5 chondrite – Insight into shock induced changes in asteroid regoliths / T. Kohout [et al.] // Icarus. 2014. V. 228. P. 78–85.
20. Central Bureau for Astronomical Telegrams, IAU. Electronic Telegram No. 3423: Trajectory and Orbit of the Chelyabinsk Superbolide, 2013 [Электронный ресурс]. URL: http://www.icq.eps.harvard.edu/CBET3423.html/ (дата обращения: 15.07.2014).
21. Астрономические и физические аспекты челябинского события 15 февраля 2013 г. / В. В. Емельяненко [и др.] // Астр. вестн., 2013. Т. 47, № 4. С. 262–277.
22. Голубев А. В. Основные характеристики движения метеороида при выпадении челябинского метеоритного дождя 15 февраля 2013 г. // Астероиды и кометы. Челябинское событие и изучение падения метеорита в озеро Чебаркуль : материалы конф. 2013. С. 70.
23. Бондаренко Ю. С. Halley – электронные эфемериды // Известия Главной астрономической обсерватории в Пулкове. Пулково-2012 : Тр. Всерос. астрометрической конференции. 2013. № 220 С.169–172.
24. URA.RU, Метеорит «Челябинск» доставили в краеведческий музей [Электронный ресурс]. URL: http://ura.ru/content/chel/17-10-2013/news/1052167381.html (дата обращения: 15.07.2014).
25. Газета.Ру, Метеорит не чрезвычайный [Электронный ресурс]. URL: http://www.gazeta.ru/social/2013/03/05/5000389.shtml/ (дата обращения: 15.07.2014).

References

1. Aksenov E. P. *Teorija dvizhenija iskusstvennykh sputnikov Zemli.* [Theory of the motion of the Earth's artificial satellites]. Moscow, Nauka Publ., 1977, 360 p.
2. Svetsov V. V., Nemtchinov I. V., Disintegration of Large Meteoroids in Earth's Atmosphere: Theoretical Models. *Icarus,* 1995, vol. 116, p. 131–153.
3. Passey Q. R., Melosh H. J. Effects of atmospheric breakup on crater field formation. *Icarus* 1989, vol. 42, p. 211–233.

4. Ivanov B. A., Deniem D., Neukum G. Implementation of dynamic strength models into 2D hydrocodes: Applications for atmospheric breakup and impact cratering. *International Journal of Impact Engineering*, 1997, p. 411–430.

5. Chyba C. F., Thomas P. J., Zahnle K. J. The 1908 Tunguska explosion: Atmospheric disruption of a stony asteroid. Nature, 1993, p. 40–44.

6. Andreev S. G., Babkin A.V . *Fizika vzryva.* [The physics of the explosion]. Vol. 1. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2002, 832 p.

7. Atamanjuk V. G., Shirshev L. G., Akimov N. I. *Grazhdanskaja oborona: Uchebnik dlja vuzov.* [Civil defense: Textbook for Universities]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1986, 207 p.

8. Google. Available at: http://www.google.com/earth/ (accessed: 15.07.2014).

9. NASA/JPL. Available at: http://neo.jpl.nasa.gov/news/2008tc3.html/ (accessed: 15.07.2014).

10. Muawia H. Shaddad, Peter Jenniskens et. al. The recovery of asteroid 2008 TC3. *Meteoritics & Planetary Science*, 2010, P. 1–33.

11. Bondarenko Yu. S., Vavilov D. E., Medvedev Yu. D. [Method for the determination of the orbits of small bodies of the solar system, based on the enumeration of orbital planes]. *Astronomicheskij Vestnik.* 2014, vol. 48, no 3, p. 229–233. (In Russ.)

12. JPL Solar System Dynamics, 2014, SPK-ID: 3430291. Available at: http://ssd.jpl.nasa.gov/ (accessed: 15.07.2014).

13. Pit'eva E. V. *Fundamental'nye natsional'nye jefemeridy planet i Luny (EPM) Instituta prikladnoj astronomii RAN: dinamicheskaja model', parametry, tochnost'* [Fundamental national ephemeris of planets and the moon (EPM) of the Institute of Applied Astronomy of the Russian Academy of Sciences: a dynamic model parameters, accuracy] St. Petersburg, Nauka Publ., Proc. of IAA RAS., 2012, vol. 23, p. 364–367. (In Russ.).

14. U. S. Standard Atmosphere, 1976, U. S. Government Printing Office, Washington, D.C., 1976.

15. Groten, E. Report of the IAG. Special Commission SC3, Fundamental Constants, XXII, 1999, IAG General Assembly.

16. NOAA. Available at: http://www.nnvl.noaa.gov/MediaDetail2.php?MediaID=1290&MediaTypeID=1/ (accessed: 15.07.2014).

17. NASA/JPL. Available at: http://neo.jpl.nasa.gov/news/fireball_130301.html/ (accessed: 15.07.2014).

18. Zuluaga J. I., Ferrin I., Geens S., The orbit of the Chelyabinsk event impactor as reconstructed from amateur and public footage, 2013, arXiv:1303, 1796.

19. Kohout T. et al. Mineralogy, reflectance spectra, and physical properties of the Chelyabinsk LL5 chondrite – Insight into shock induced changes in asteroid regoliths. Icarus, 2014, vol. 228, p. 78–85.

20. Central Bureau for Astronomical Telegrams, IAU. Electronic Telegram No. 3423: Trajectory and Orbit of the Chelyabinsk Superbolide, 2013 Available at: http://www.icq.eps.harvard.edu/CBET3423.html/ (accessed: 15.07.2014).

21. Emel'janenko V. V., Popova O. P., Chugaj N. N. i dr. [Astronomical and physical aspects of the Chelyabinsk event February 15, 2013] *Astronomicheskij Vestnik.* 2013, vol. 47, no 4, p. 262–277 (In Russ.).

22. Golubev A. V. [The main characteristics of the motion of the meteoroid at loss Chelyabinsk meteor shower 15 February 2013] *Materialy konferentsii "Asteroidy i komety. Cheljabinskoe sobytie i izuchenie padenija meteorita v ozero Chebarkul'"* [Proceedings of the conference "Asteroids and comets. Chelyabinsk event and the study of meteorite falling into the lake Chebarkul"]. 2013, p. 70 (In Russ.).

23. Bondarenko Ju. S. [Halley – electronic ephemeris] *Izvestija Glavnoj astronomicheskoj observatorii v Pulkove. Trudy vserossijskoj astrometricheskoj konferencii "Pulkovo-2012".* [Proceedings of the Main Astronomical Observatory at Pulkovo. Proceedings of the All-Russian Conference astrometric "Pulkovo-2012"]. St. Petersburg, 2013, vol. 220, p. 169–172 (In Russ.).

24. *URA.RU, Meteorit "Cheljabinsk" dostavili v Kraevedcheskij muzej*. [Meteorite "Chelyabinsk" was taken to the Museum of Local History]. (In Russ.). Available at: http://ura.ru/content/chel/17-10-2013/news/1052167381.html (accessed: 15.07.2014).

25. *Gazeta.Ru, Meteorit ne chrezvychajnyj* [Meteorite is not an emergency]. (In Russ.). Available at: http://www.gazeta.ru/social/2013/03/05/5000389.shtml/ (accessed: 15.07.2014).

© Бондаренко Ю. С., Медведев Ю. Д., 2014

УДК 629.78.018.3:536.24

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 25–32

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЭФФЕКТИВНОГО КОЭФФИЦИЕНТА ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ РЕФЛЕКТОРА НА РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕМПЕРАТУР

О. В. Бурова[1], Е. В. Романьков[1], И. Н. Цивилев[1], А. В. Минаков[2]

[1]ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
[2]Сибирский федеральный университет
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79
E-mail: ovburime@yandex.ru

Для современной спутниковой связи требуются крупногабаритные антенны с высокой точностью формы отражающей поверхности. При этом они должны быть легкими, прочными и стойкими к температурным воздействиям. Неравномерность температурного поля в антенне может привести к температурным деформациям отражающей поверхности и ухудшению передаваемого сигнала. Определять температурные воздействия на антенны и рефлекторы необходимо на этапе проектирования. Рассматривается рефлектор, который должен функционировать на геостационарной орбите в составе космического аппарата связи. Рефлектор представляет собой трехслойную панель, состоящую из двух обшивок и сотового заполнителя. Теплофизические свойства трехслойных конструкций и входящих в их состав углепластиков и сотовых заполнителей могут быть самыми разнообразными. На этапе проведения тепловых анализов при помощи математического моделирования для получения корректных и наиболее точных результатов необходимо знать значение анизотропного коэффициента теплопроводности углепластиков и учитывать теплопроводность сотового заполнителя в продольном направлении. Часто теплофизические свойства таких материалов в момент проведения тепловых анализов неизвестны. Необходимость определения свойств материалов, входящих в состав рефлектора, подтверждается проведенными расчетами. Рассмотрены основные уравнения теплового равновесия для космических аппаратов и их составных частей. Создана тепловая математическая модель рефлектора с габаритными размерами 3,6×2 м. Проведена оценка влияния коэффициента теплопроводности обшивок и коэффициента теплопередачи между обшивками рефлектора на максимальные и минимальные суточные температуры, максимальный перепад температур. Было показано, что коэффициенты теплопроводности и теплопередачи оказывают значительное влияние на распределение температурного поля, поэтому задача аккуратного расчета анизотропного коэффициента теплопроводности применяемых углепластиков и сотозаполнителей является актуальной в процессе проектирования рефлекторов.

Ключевые слова: крупногабаритный рефлектор, углепластик, теплопроводность, тепловой баланс космического аппарата.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 25–32

THE RESEARCH OF EFFECTIVE THERMAL CONDUCTIVITY COEFFICIENT EFFECT ON THE TEMPERATURE FIELD OF REFLECTOR

O. V. Burova[1], E. V. Romankov[1], I. N. Tsivilev[1], A. V. Minakov[2]

[1] JSC “Information satellite systems” named after academician M. F. Reshetnev”
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
[2]Siberian Federal University
79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation
E-mail: ovburime@yandex.ru

Contemporary satellite communications require the large-dimensioned antennas with high precision of the reflecting surface. They shall be light, robust and temperature resistant. The unevenness of the temperature field in an antenna can result in the temperature deformations of the reflecting surface and deterioration of the transmitted signal. The temperature influence on antennas and reflectors shall be determined during the design phase. This research examines the reflector accommodated on the telecommunication satellite which operates on the geostationary orbit. The reflector is a three-ply sandwich panel which consists of two skins and a honeycomb core. The heat-transfer properties

of the reflector sandwich panel as well as carbon fiber composites and honeycomb core can vary significantly. For the purpose of the most accurate calculations during the temperature analysis phase an engineer has to find the anisotropic thermal conductivity coefficient of the carbon fiber composites and honeycomb core by applying the mathematical simulation. The heat-transfer properties of such materials are often unknown during the temperature analysis phase. The necessity to determine the properties of the reflector materials is confirmed by performed calculations. The basic equations for thermal equilibrium of the spacecraft and its components were reviewed. The thermal mathematical model was developed for the reflector with overall dimensions of 3.6 m×2 m. The estimate of the reflector materials conductivity and heat-transfer coefficient effect on the maximum and minimum diurnal temperatures and maximum temperature difference was made. The significant influence of the conductivity and heat-transfer coefficients on temperature difference in the reflector was shown.

Keywords: large-dimensioned reflector, carbon fiber-reinforced plastic, thermal conductivity, the heat balance of the spacecraft.

Введение. Для современной спутниковой связи требуются крупногабаритные антенны с высокой точностью формы отражающей поверхности. При этом они должны быть легкими, прочными и стойкими к температурным воздействиям. Неравномерность температурного поля в такой антенне может привести к температурным деформациям отражающей поверхности и, как следствие, к ухудшению передаваемого сигнала. Поэтому вопрос создания антенн с контролируемыми тепловыми и механическими характеристиками является очень важным для работы космического аппарата. Определять температурные воздействия на любые элементы космического аппарата, в том числе на антенны и рефлекторы, необходимо на этапе проектирования. Компьютерное моделирование является мощным инструментом при проведении подобных анализов. Актуальность работы вызвана необходимостью прогнозирования механического поведения рефлектора на всех этапах функционирования космического аппарата, что напрямую зависит от суточного перепада температур.

В данной работе рассматривается рефлектор, который должен функционировать на геостационарной орбите (спутник должен обращаться в направлении вращения Земли на высоте 35900 км над уровнем моря [1]) в составе космического аппарата связи и телевещания. Габаритные размеры рефлектора составляют 3,6×2 м. Рефлектор представляет собой трехслойную панель, которая состоит из двух обшивок и сотового заполнителя. Обшивки изготавливаются из углепластиков.

Углепластики – это полимерные композиционные материалы из переплетенных нитей углеродного волокна, расположенных в матрице из полимерных смол. Такие материалы отличаются высокой прочностью, жесткостью и малой массой, они часто прочнее стали, но гораздо легче. Основная составляющая часть углепластика – это нити углерода (диаметр составляет около 0,005–0,010 мм). Такие нити могут иметь разный рисунок плетения. Для придания еще большей прочности ткани из нитей углерода кладут слоями, каждый раз меняя угол направления плетения. Слои скрепляются при помощи эпоксидных смол [2].

Свойства слоистых пластиков зависят от их структуры, типа смолы, армирующего материала и наполнителей [3].

Сотовый заполнитель имеет шестигранную ячеистую структуру. Материалом может быть алюминиевая фольга, кевлар, арамидная бумага и др. Ячейка сотового заполнителя может иметь гибкую конфигурацию (например, сотовые заполнители фирмы HexWeb Nonmetallic Flex-Core).

Таким образом, теплофизические свойства трехслойных конструкций, а также входящих в их состав углепластиков (за счет использования различных углеродных волокон и тканей, схем плетения, укладки и связующего) и сотовых заполнителей могут быть самыми разнообразными.

На этапе проведения теплового анализа рефлекторов при помощи математического моделирования для получения корректных и наиболее точных результатов необходимо знать значение коэффициента теплопроводности углепластиков во всех направлениях, так как у углепластиков резко выражена анизотропия свойств [4].

Также необходимо учитывать теплопроводность сотового заполнителя в продольном направлении. Часто теплофизические свойства таких материалов в момент проведения тепловых анализов неизвестны, при этом экспериментальное определение свойств занимает довольно продолжительное время.

Необходимость определения свойств материалов, входящих в состав рефлектора, подтверждается проведенными расчетами.

1. Математический аппарат. *Уравнение теплового баланса в условиях космического пространства.* Космический аппарат в космосе может взаимодействовать с окружающей средой только путем радиационного теплообмена. В общем случае полный тепловой поток Q_{Σ} (в Вт), поглощенный участком поверхности космического аппарата, может быть представлен следующим образом:

$$Q_{\Sigma} = Q_{\text{сол}} + Q_{\text{пл}}^{\text{соб}} + Q_{\text{пл}}^{\text{отр}} + Q_{\text{КА}}^{\text{соб}} + Q_{\text{КА}}^{\text{отр}} + Q_{\text{КА}}^{\text{внутр}}, \qquad (1)$$

где $Q_{\text{сол}}$ – поток солнечной радиации (излучение в видимой части спектра); $Q_{\text{пл}}^{\text{соб}}$ – поток собственного (инфракрасного) излучения планет; $Q_{\text{пл}}^{\text{отр}}$ – поток отраженной планетой солнечной радиации (спектр солнечного излучения); $Q_{\text{КА}}^{\text{соб}}$ – поток инфракрасного излучения, поступающего от других участков поверхности космического аппарата (поток переизлучения); $Q_{\text{КА}}^{\text{отр}}$ – поток солнечной радиации (прямой и отраженный планетой), поступающий на участок поверхности

космического аппарата после отражений другими участками (поток переотражения); $Q_{\text{КА}}^{\text{внутр}}$ – тепловой поток, поступающий к рассматриваемой поверхности от внутренних источников тепла [5–7].

Космические аппараты (и другие элементы, входящие в их состав) не являются черными телами и поглощают только часть α падающего излучения:

$$J_{\text{поглощенный}} = \alpha J_{\text{падающий}}. \quad (2)$$

Они также излучают как серые тела, испуская часть ε от излучения черного тела при тех же температурах:

$$J_{\text{излученный}} = \varepsilon\sigma T^4, \quad (3)$$

где α и ε известны как коэффициент поглощения и коэффициент черноты соответственно; σ – постоянная Стефана Больцмана, равная 5,67 · 10^{-8} Вт·м$^{-2}$ К$^{-4}$.

Перепишем выражение (1) через интенсивности потока и определим выражение теплового баланса элемента, находящегося в космосе:

$$Q_{\text{сол}} = J_{\text{сол}}\alpha A_{\text{сол}}; \quad (4)$$

$$Q_{\text{пл}}^{\text{отр}} + Q_{\text{КА}}^{\text{отр}} = J_{\text{отр}}\alpha A_{\text{альбедо}}; \quad (5)$$

$$Q_{\text{пл}}^{\text{соб}} = J_{\text{пл}}\varepsilon A_{\text{пл}}; \quad (6)$$

$$Q_{\text{КА}}^{\text{соб}} = J_{\text{КА}}^{\text{соб}}\varepsilon A_{\text{соб}}, \quad (7)$$

где $A_{\text{сол}}$, $A_{\text{альбедо}}$, $A_{\text{пл}}$ и $A_{\text{соб}}$ расчетные площади, соответственно получающие солнечное, отраженное, планетарное и собственное инфракрасное излучение.

Если мы предположим, что $J_{\text{сол}}$, $J_{\text{отр}}$, $J_{\text{пл}}$, $J_{\text{КА}}^{\text{соб}}$ и $Q_{\text{КА}}^{\text{внутр}}$ остаются постоянными, то космический аппарат достигнет равновесия температур в соответствии с [8]:

$$(A_{\text{сол}}J_{\text{сол}} + A_{\text{альбедо}}J_{\text{отр}})\alpha + \\ +(A_{\text{пл}}J_{\text{пл}} + A_{\text{соб}}J_{\text{КА}}^{\text{соб}})\varepsilon + Q_{\text{КА}}^{\text{внутр}} = A_{\text{КА}}\varepsilon\sigma T^4. \quad (8)$$

Кондуктивный теплообмен. Элементы космического аппарата являются сложными объектами, температура которых представляется функцией положения в пространстве и времени. Детальный расчет температурных полей всех элементов космического аппарата невозможен, поэтому задача расчета температурных полей упрощается путем создания тепловой математической модели.

Тепловая математическая модель рассматривается как некоторое число изотермических узлов. Каждый узел характеризуется температурой, теплоемкостью, теплоотдачей, радиационными и кондуктивными связями с окружающими узлами модели, а также радиационными связями с окружающей средой.

Кондуктивный теплообмен определяется выражением:

$$Q_c = \frac{\lambda A}{l}\Delta T, \quad (9)$$

где λ – коэффициент теплопроводности; A – площадь поперечного сечения; l – длина перетекания.

Примем $\frac{\lambda A}{l} = h_c$, тогда разница температур принимает вид

$$\Delta T = Q_c \frac{1}{h_c}. \quad (10)$$

A и λ могут значительно отличаться вдоль длины перетекания. Если проводящий путь рассматривается как некоторая серия проводящих путей, тогда выражение (10) принимает вид

$$\Delta T = Q_c\left(\frac{1}{h_1} + \frac{1}{h_2} + \frac{1}{h_3} + \ldots\right) = Q_c\frac{1}{h_c}. \quad (11)$$

Значение эффективной теплопроводности h_c можно определить как

$$\frac{1}{h_c} = \left(\frac{1}{h_1} + \frac{1}{h_2} + \frac{1}{h_3} + \ldots\right). \quad (12)$$

Для элемента, состоящего из n изотермических узлов, тепло, отводимое от i-го узла к j-му, определяется

$$Q_{cij} = h_{ij}(T_i - T_j), \quad (13)$$

где h_{ij} – эффективная теплопроводность между элементами i и j; T_i – температура i-го узла; T_j – температура j-го узла [8].

Радиационный теплообмен. Радиационный теплообмен между двумя поверхностями определяется тремя важными параметрами – температурой поверхности, радиационным формфактором и свойствами поверхности. Для рассеивающих поверхностей количество излучения, испущенного с поверхности i и поглощенного поверхностью j [7], можно определить как

$$Q_{rij} = A_i F_{ij}\varepsilon_{ij}\sigma(T_i^4 - T_j^4), \quad (14)$$

где A_i – площадь поверхности i; F_{ij} – формфактор (как поверхность j видит поверхность i); ε_{ij} – эффективный коэффициент черноты между элементами i и j.

Вычисление формфактора и эффективного коэффициента черноты – очень сложный, трудоемкий процесс, поэтому он здесь не приводится. К примеру, эффективный коэффициент черноты между двумя параллельными пластинами определяется выражением (15) [7; 8]:

$$\varepsilon_{ij} = \frac{\varepsilon_i\varepsilon_j}{\varepsilon_i + \varepsilon_j - \varepsilon_i\varepsilon_j}. \quad (15)$$

2. Описание тепловой математической модели рефлектора. Математическая модель представляет собой рефлектор, состоящий из 982 расчетных узлов. В модели также присутствует имитатор корпуса космического аппарата с солнечными батареями, которые всегда направлены рабочей поверхностью на Солнце, для учета теплопритоков с этих элементов, эффектов затенения и радиационного теплообмена. Рефлектор рассматривался без применения экранно-вакуумной теплоизоляции или экранов, так как в данном случае необходимо определить только влияние теплопроводности, а дополнительные элементы только увеличивают время расчета.

Оптические свойства перечисленных выше элементов представлены в таблице. Общий вид геометрической модели представлен на рис. 1.

При расчете солнечного влияния принималось, что рефлектор движется в составе космического аппарата на геостационарной орбите в период осеннего равноденствия. Солнечная постоянная, соответствующая этому периоду, равна 1361 Вт/м^2.

Оптические свойства элементов модели

Элемент модели	ε	α
Поверхность радиаторов космического аппарата	0,85	0,28
Экранно-вакуумная теплоизоляция космического аппарата	0,82	0,92
Обшивки рефлектора, штанга	0,84	0,92
Рабочая поверхность батарей солнечных	0,9	0,69
Тыльная поверхность батарей солнечных	0,81	0
Облучатель	0,85	0,32
Упоры под замки зачековки	0,82	0,92

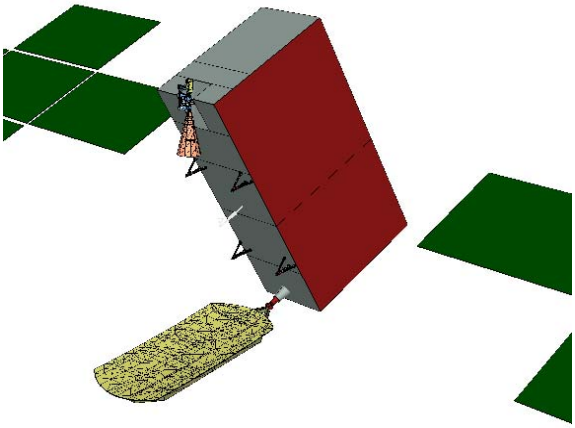


Рис. 1. Геометрическая модель рефлектора

Построение тепловой математической модели, расчет радиационных тепловых, нестационарных солнечных потоков и расчет температур выполнен в среде лицензионного программного обеспечения SYSTEMA (производства EADS ASTRIUM) версии 4.3.3. Для расчета использовались 2 модуля программного обеспечения:

– THERMICA – для расчета внешних потоков, кондуктивных, конвективных и радиационных связей;

– THERMISOL – для расчета температур рефлектора.

3. Изменение коэффициента теплопроводности обшивок рефлектора. При расчете рефлекторов, материалом обшивок которых является углепластик, не всегда известен коэффициент теплопроводности в продольном и поперечном направлении. Для расчетов применяются усредненные значения коэффициентов теплопроводности в продольном направлении и теплопередачи от одной обшивки к другой через слой сотозаполнителя.

На рис. 2 представлено качественное распределение температур рабочей поверхности рефлектора в зависимости от положения на орбите. Как видно из графика, моменту времени, равному 24 или 48 часов, соответствует максимальный перепад температур по поверхности, в этот момент одна часть рефлектора остается в тени, а другая засвечивается Солнцем. В момент времени, равный 46 часам, на рефлекторе наблюдается минимальная температура вследствие полного затенения рефлектора имитатором корпуса космического аппарата. После выхода из тени имитатора рабочая поверхность рефлектора полностью засвечивается Солнцем и на рефлекторе достигается максимальная температура.

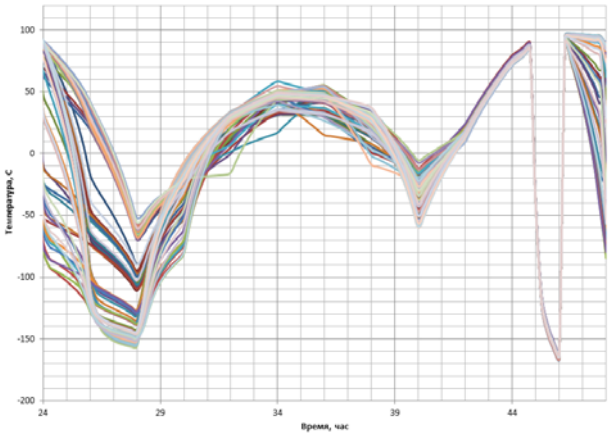


Рис. 2. Суточное изменение температур рабочей поверхности рефлектора в зависимости от положения на орбите

Для оценки влияния коэффициента теплопроводности обшивок рефлектора на перепад температур ΔT, максимальные и минимальные суточные температуры, в модели изменялась только теплопроводность обшивок рефлектора от 0,5 до 80 Вт/м·°С, все остальные параметры оставались неизменными. Такой диапазон изменения коэффициента теплопроводности продиктован оценками значений коэффициентов теплопроводности материалов рефлектора.

На рис. 3 представлены зависимости минимальных суточных температур обшивок рефлектора в зависимости от коэффициента теплопроводности. Видно, что увеличение коэффициента теплопроводности увеличивает минимальную суточную температуру на 5 °С.

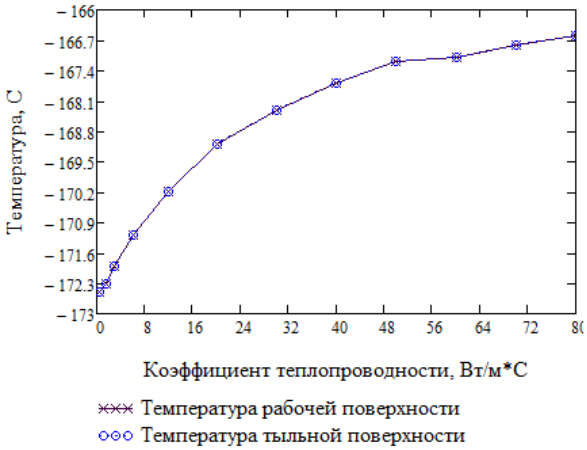


Рис. 3. Влияние коэффициента теплопроводности обшивок рефлектора на минимальные температуры обшивок рефлектора

На рис. 4 представлены зависимости максимальных суточных температур обшивок рефлектора в зависимости от коэффициента теплопроводности. Увеличение коэффициента теплопроводности уменьшает максимальную суточную температуру не более чем на 3 °С. Наибольший интерес представляет поведение максимальных перепадов температур в рефлекторе, поскольку именно перепад температуры ведет к термическим деформациям поверхности.

На рис. 5 и 6 представлено изменение перепада температур в зависимости от коэффициента теплопроводности обшивок рефлектора. При этом перепад температур рабочей и тыльной поверхности уменьшается на 20 °С при изменении значения коэффициента теплопроводности от 0 до 50 Вт/м·°С, дальнейшее увеличение теплопроводности не приводит к значительным изменениям.

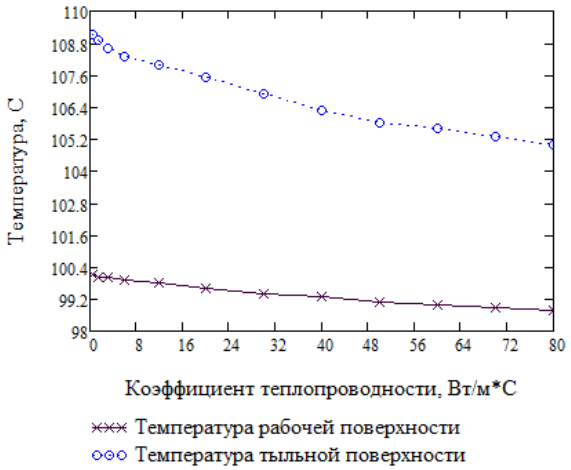


Рис. 4. Влияние коэффициента теплопроводности обшивок рефлектора на максимальные температуры обшивок рефлектора

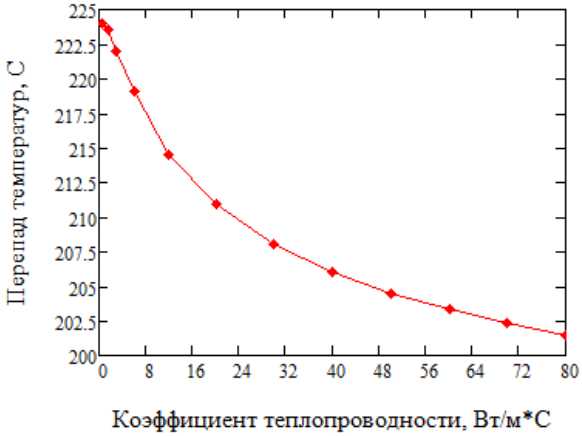


Рис. 5. Влияние коэффициента теплопроводности обшивок рефлектора на перепад температур по рабочей поверхности

4. Изменение коэффициента теплопередачи обшивок рефлектора. Для оценки влияния коэффициента теплопередачи между обшивками рефлектора на градиент температур, максимальные и минимальные суточные температуры, в модели изменялась только теплопередача между обшивками рефлектора от 0,5 до 80 Вт/м^2·°С, все остальные параметры оставались неизменными.

На рис. 7 представлены зависимости минимальных суточных температур обшивок рефлектора в зависимости от коэффициента теплопередачи. Увеличение коэффициента теплопередачи увеличивает минимальную суточную температуру на 1,3 °С.

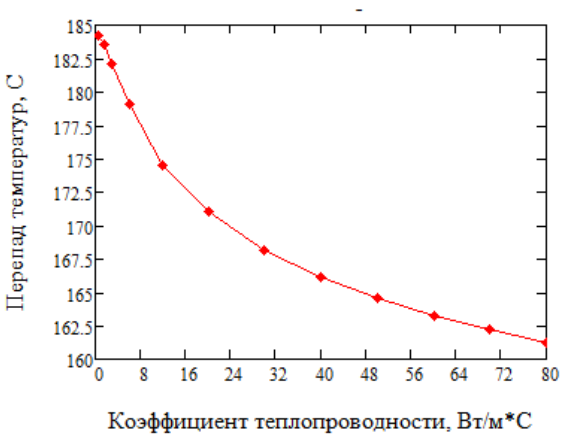


Рис. 6. Влияние коэффициента теплопроводности обшивок рефлектора на перепад температур по тыльной поверхности

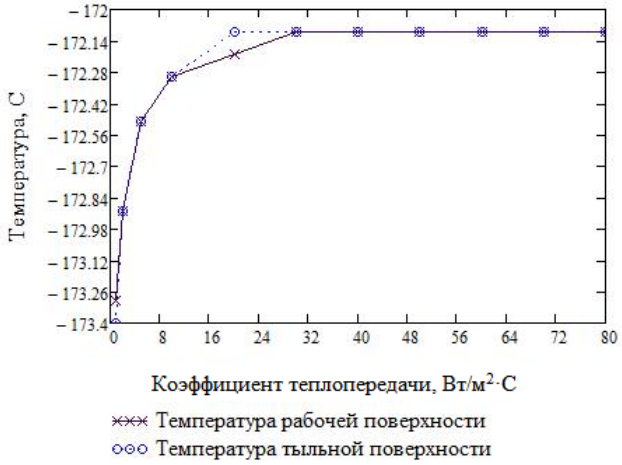


Рис. 7. Влияние коэффициента теплопередачи между обшивками рефлектора на минимальные температуры обшивок рефлектора

На рис. 8 представлены зависимости максимальных суточных температур обшивок рефлектора в зависимости от коэффициента теплопередачи. Увеличение коэффициента теплопередачи уменьшает максимальную суточную температуру более чем на 40 °С.

На рис. 9 представлено изменение перепада температур на рабочей поверхности в зависимости от коэффициента теплопередачи между обшивками рефлектора через сотозаполнитель. При этом перепад температур рабочей поверхности уменьшается на 35 °С при изменении значения коэффициента теплопередачи от 0 до 30 Вт/м^2·°С, дальнейшее увеличение теплопередачи не приводит к значительным изменениям.

На рис. 10 представлено изменение перепада температур на тыльной поверхности в зависимости от коэффициента теплопередачи между обшивками

рефлектора через сотозаполнитель. При этом перепад температур тыльной поверхности увеличивается на 85 °С при изменении значения коэффициента теплопередачи от 0 до 30 Вт/м^2·°С, дальнейшее увеличение теплопередачи не приводит к значительным изменениям.

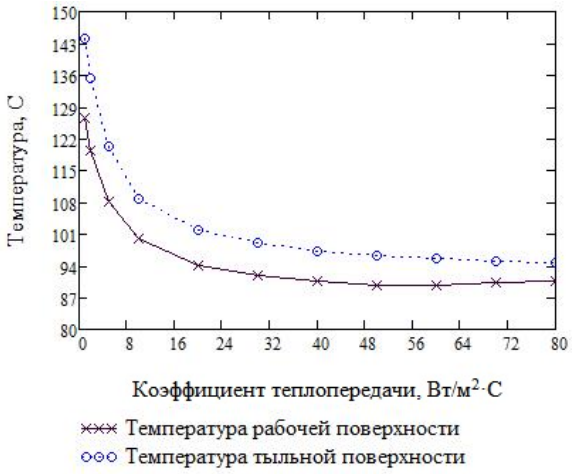


Рис. 8. Влияние коэффициента теплопередачи между обшивками рефлектора на максимальные температуры обшивок рефлектора

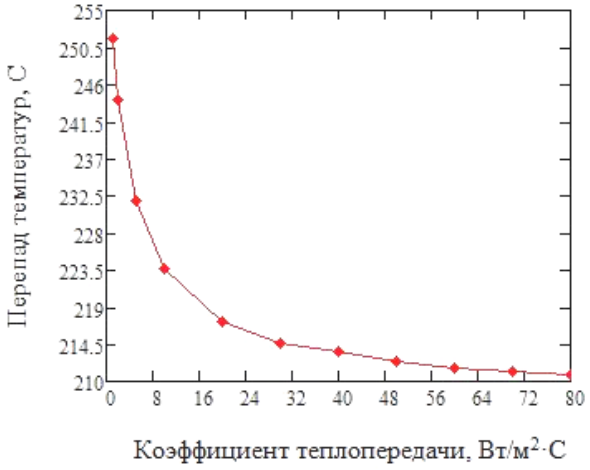


Рис. 9. Влияние коэффициента теплопередачи между обшивками рефлектора на градиент температур по рабочей поверхности

Для правильной интерпретации полученных результатов необходимо рассмотреть еще два графика зависимости температур от коэффициента теплопередачи. Как видно из рис. 7 и 11, коэффициент теплопередачи практически не оказывает влияния на минимальные температуры во время орбитального функционирования.

Однако при рассмотрении максимальных температур в момент времени, равный 24 часам, в зависимости наблюдается уменьшение температуры рабочей поверхности рефлектора и увеличение температуры тыльной поверхности. Таким образом, происходит выравнивание температурного поля между обшивками (рис. 12).

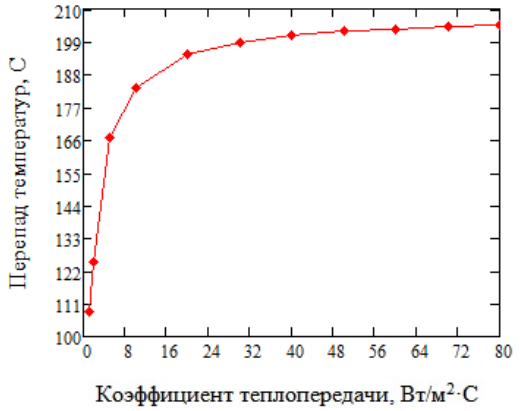


Рис. 10. Влияние коэффициента теплопередачи между обшивками рефлектора на градиент температур по тыльной поверхности

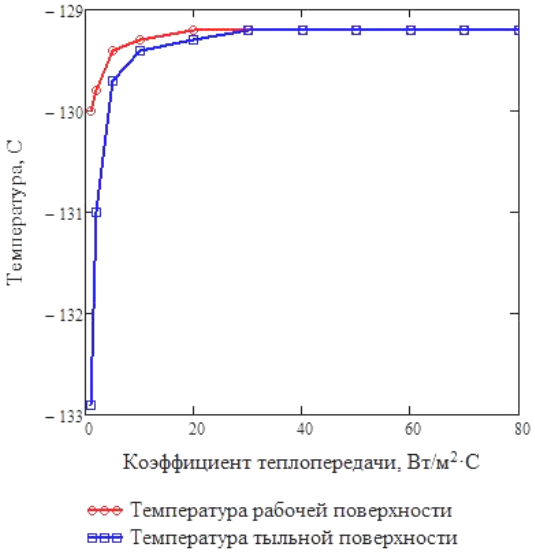


Рис. 11. Влияние коэффициента теплопередачи между обшивками рефлектора на минимальную температуру в момент времени, равный 24 часам

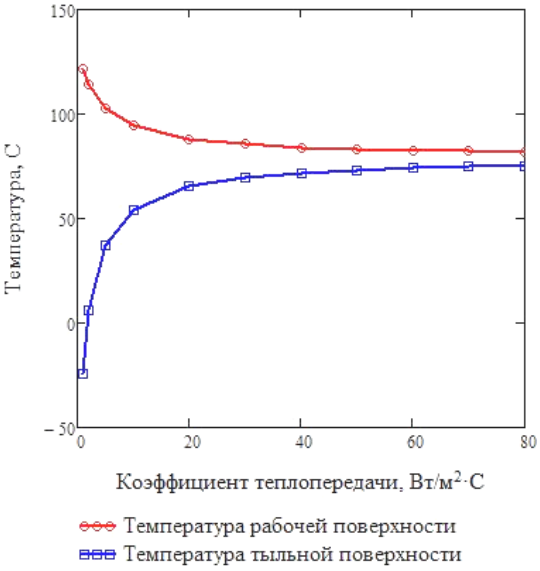


Рис. 12. Влияние коэффициента теплопередачи между обшивками рефлектора на максимальную температуру рабочей и тыльной поверхности рефлектора в момент времени, равный 24 часам

Заключение. Таким образом, было показано, что коэффициенты теплопроводности и теплопередачи оказывают значительное влияние на распределение температурного поля рефлектора, поэтому задача аккуратного расчета анизотропного коэффициента теплопроводности применяемых углепластиков и сотозаполнителей является очень актуальной в процессе проектирования рефлекторов. В дальнейшем планируется продолжить данную работу в направлении создания модели углепластика и сотозаполнителя рефлектора для расчета анизотропного коэффициента теплопроводности. Похожие работы ведутся в МГТУ им. Баумана [9–15].

Библиографические ссылки

1. Joseph A., Angelo Jr. Space and astronomy handbook. Revised Edition. Facts On File, Inc., 2009. 342 p. ISBN 978-0-8160-7388-7.
2. Справочник по композиционным материалам. В 2-х кн. Кн. 1 / под ред. Дж. Любина ; пер. с англ. А. Б. Геллера, М. М. Гельмонта ; под ред. Б. Э. Геллера. М. : Машиностроение, 1988. 448 с. : ил. ISBN 5-217-00225-5.
3. Справочник по композиционным материалам. В 2-х кн. Кн. 2 / под ред. Дж. Любина ; пер. с англ. А. Б. Геллера [и др.] ; под ред. Б. Э. Геллера. М. : Машиностроение, 1988. 584 с. : ил. ISBN 5-217-00000-0.
4. Комарова Т. В. Получение углеродных материалов : учеб. пособие / РХТУ имени Д. И. Менделеева. М., 2001. 95 с. ISBN 5-7237-0266-6.
5. Малоземов В. В. Тепловой режим космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1980. 232 с. : ил.
6. Мухачев Г. А., Щукин В. К. Термодинамика и теплопередача : учеб. для авиац. вузов. 3-е изд., перераб. М. : Высш. шк., 1991. 480 с. : ил.
7. Юдаев Б. Н. Теплопередача : учебник для втузов. М. : Высш. шк., 1973. 360 с. : ил.
8. Fortescue P., Swinerd G., Stark J. Spacecraft systems engineering. Fourth Edition. John Wiley & Sons, Ltd., 2011. 691 p. ISBN 978-0-470-75012-4.
9. Кувыркин Г. Н. Теплопроводность однонаправленного волокнистого композита [Электронный ресурс] // Наука и инновации : инженерный журнал. 2013. Вып. 8. URL: http://engjournal.ru/catalog/mathmodel/material/889.html.
10. Зарубин В. С., Зарубин С. В., Кувыркин Г. Н. Математическое моделирование теплопереноса в однонаправленном волокнистом композите // Наука и образование : электронный научно-технический журнал. 2014. Вып. 01. С. 270–281. URL: http://technomag.bmstu.ru/doc/657262.html. Doi: 10.7463/0114.0657262.
11. Зарубин В. С., Кувыркин Г. Н., Савельева И. Ю. Оценка эффективной теплопроводности однонаправленного волокнистого композита методом согласования // Наука и образование : электронный научно-технический журнал. 2013. Вып. 11. С. 519–532. URL: http://technomag.bmstu.ru/doc/622927.html. Doi: 10.7463/1113.0622927.
12. Зарубин В. С., Кувыркин Г. Н. Теплопроводность текстурированного композита с анизотропными включениями в виде эллипсоидов вращения // Наука и образование : электронный научно-технический журнал. 2013. Вып. 06. С. 365–378. URL: http://technomag.bmstu.ru/doc/569312.html. Doi: 10.7463/0613.0569312.
13. Зарубин В. С., Кувыркин Г. Н., Савельева И. Ю. Сравнительный анализ оценок коэффициента теплопроводности композита с шаровыми включениями // Наука и образование : электронный научно-технический журнал. 2013. Вып. 07. С. 299–318. URL: http://technomag.bmstu.ru/doc/569319.html. Doi: 10.7463/0713.0569319.
14. Зарубин В. С., Кувыркин Г. Н. Эффективные коэффициенты теплопроводности композита с анизотропными эллипсоидальными включениями // Наука и образование : электронный научно-технический журнал. 2013. Вып. 04. С. 311–320, URL: http://technomag.bmstu.ru/en/doc/541050.html. Doi: 10.7463/ 0413.0541050.
15. Зарубин В. С., Кувыркин Г. Н. Сравнительный анализ оценок эффективного коэффициента теплопроводности поликристаллического материала // Наука и образование : электронный научно-технический журнал. 2013. Вып. 03. С. 313–328. URL: http://technomag.edu.ru/doc/541029.html. Doi: 10.7463/0313.0541029.

References

1. Joseph A. Angelo, Jr. *Space and astronomy handbook. Revised Edition*/ – Facts On File, Inc., 2009, 342 p. ISBN 978-0-8160-7388-7.
2. *Spravochnik po kompozitsionnym materialam. V 2 kn. Kn. 1.* [Handbook of composites. Book 1. Ed. J. Lubin]. Moscow, Mashinosstroenie Publ., 1988, 448 p. ISBN 5-217-00225-5.
3. *Spravochnik po kompozitsionnym materialam. V 2 kn. Kn. 1.* [Handbook of composites. Book 1. Ed. J. Lubin]. Moscow, Mashinosstroenie Publ., 1988, 584 p. ISBN 5-217-00000-0.
4. Komarova T. V. *Poluchenie uglerodnykh materialov* [Preparation of Carbon Materials]. Moscow, 2001, 95 p. ISBN 5-7237-0266-6.
5. Malozemov V. V. *Teplovoy rezhim kosmicheskikh apparatov*. [Thermal mode of spacecraft]. Moscow, Mashinosstroenie Publ., 1980, 232 p.
6. Mukhachev G. A., Shchukin V. K. *Termodinamika i teploperedacha* [Thermodynamics and Heat Transfer]. Moscow, Vyssh. shk. Publ., 1991, 480 p.
7. Yudaev B. N. *Teploperedacha. Uchebnik dlya vtuzov* [Heat transfer. Textbook for Technical Schools]. Moscow, Vyssh. shk. Publ., 1973, 360 p.
8. Peter Fortescue, Graham Swinerd, John Stark. *Spacecraft systems engineering. Fourth Edition*. John Wiley & Sons, Ltd., 2011. 691 p. ISBN 978-0-470-75012-4 (hardback).
9. Kuvyrkin G. N. *Teploprovodnost' odnonapravlennogo voloknistogo kompozita* [Thermal conductivity of unidirectional fiber composite]. *Journal of Engineering Science and Innovation*, 2013, vol. 08 (In Russ.). Available at: http://engjournal.ru/catalog/mathmodel/material/889.html.

10. Zarubin V. S., Zarubin S. V., Kuvyrkin G. N. [Mathematical simulation of heat transfer in unidirectional fiber composite]. *Electronic scientific and technical journal: Science and Education*, 2014, vol. 01., p. 270–281 (In Russ.). Available at: http://technomag.bmstu.ru/doc/657262.html. Doi: 10.7463/ 0114.0657262.

11. Zarubin V. S., Kuvyrkin G. N., Savelyeva I. Yu. [Evaluation of effective thermal conductinity of unidirectional fiber composites by the method of self-consistency]. *Electronic scientific and technical journal: Science and Education*, 2013, vol. 11, p. 519–532 (In Russ.). Available at: http://technomag.bmstu.ru/doc/622927.html. Doi: 10.7463/1113.0622927.

12. Zarubin V. S., Kuvyrkin G. N. [Thermal conductivity of the textured composite with anisitropic inclusions in the form of ellipsoids of rotation]. *Electronic scientific and technical journal: Science and Education*, 2013, vol. 06, p. 365–378 (In Russ.). Available at: http://technomag.bmstu.ru/doc/569312.html. Doi: 10.7463/0613.0569312.

13. Zarubin V. S., Kuvyrkin G. N., Savelyeva I. Yu. [Comparative analysis of estimations of heat conduction of a composite with ball inclusions]. *Electronic scientific and technical journal: Science and Education*, 2013, vol. 07, p. 299–318 (In Russ.). Available at: http://technomag.bmstu.ru/doc/569319.html. Doi: 10.7463/0713.0569319.

14. Zarubin V. S., Kuvyrkin G. N. [Effective thermal conductivity coefficient of composite with anisotropic ellipsoidal inclusions]. *Electronic scientific and technical journal: Science and Education*, 2013, vol. 04., pp. 311–320 (In Russ.). Available at: http://technomag.bmstu.ru/en/doc/541050.html. Doi: 10.7463/0413.0541050.

15. Zarubin V. S., Kuvyrkin G. N. [Comparative analysis of estimations of polycrystalline materials effective thermal conductivity coefficient]. *Electronic scientific and technical journal: Science and Education*, 2013, vol. 03., pp. 313–328 (In Russ.). Available at: http://technomag.edu.ru/doc/541029.html. Doi: 10.7463/0313.0541029.

© Бурова О. В., Романьков Е. В.,
Цивилев И. Н., Минаков А. В., 2014

УДК 523.44

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 33–40

ПОПУЛЯЦИЯ АСТЕРОИДОВ, СБЛИЖАЮЩИХСЯ С ЗЕМЛЕЙ

Т. Ю. Галушина

НИИ прикладной математики и механики Национального исследовательского
Томского государственного университета
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 36, к. 10
E-mail: volna@sibmail.com

Приведен обзор популяции астероидов, сближающихся с Землей (объектов, перигелийное расстояние q которых не превышает 1,3 а. е.). В настоящее время насчитывается уже свыше 11 тысяч таких объектов, из них 863 имеют диаметр больше 1 км, т. е. в случае столкновения могут вызвать глобальную катастрофу. Падение на Землю астероида размером от 100 м до 1 км может привести к региональной катастрофе, а до 100 м – локальной, что и произошло в Челябинске в 2013 году. По имеющимся оценкам в настоящее время открыты почти все крупные астероиды (больше 1 км диаметром), но с уменьшением размера падает и процент уже открытых объектов. В отдельный класс относят потенциально опасные астероиды. Таковых в настоящее время насчитывается 1500, из них порядка 10 % имеют размер больше 1 км.

Орбиты АСЗ отличаются большим разнообразием: большие полуоси расположены в пределах от 0,55 до 66,1 а. е., эксцентриситеты – от 0,0032 до 0,9855, наклонения плоскости орбиты к эклиптике – от 0,021° до 154°. Однако всего 1678 АСЗ является нумерованными, т. е. имеют хорошо определенные орбиты. Представлены диаграммы распределения АСЗ по большой полуоси, эксцентриситету, наклонению и абсолютной звездной величине. По типу орбит астероиды подразделяют на классы Атона, Аполлона, Амура и Атиры, которые названы по имени своих ярких представителей.

Особое внимание в работе уделено объектам, которые в ближайшие 185 лет пройдут через сферу тяготения Земли, радиус которой составляет 254316 км. На основе начальных данных из каталога Боуэлла на эпоху 31 августа 2014 года было выявлено 39 таких астероидов, из них четыре (153814 2001 WN5, 99942 Apophis, 2007 YV56 и 2011 JA) являются потенциально опасными.

Ключевые слова: астероиды, сближающиеся с Землей, потенциально опасные астероиды, элементы орбиты, сближения.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 33–40

NEAR-EARTH ASTEROIDS POPULATION

T. Yu. Galushina

Research institute of applied mathematics and mechanics of Tomsk State University
36, Lenin str., Tomsk, 634050, Russian Federation
E-mail: volna@sibmail.com

The paper deals with the survey of Near-Earth asteroids population (objects perihelion distance of which is not more than 1,3 AU). It is known over than 11 thousands such objects in present time. 863 of them are larger than 1 km, i. e. they can provoke global catastrophe in case of impact with the Earth. The falling of asteroid which size from 100 m to 1 km can lead regional catastrophe. If the size of asteroid is less than 100 m, it will be local catastrophe as in Chelyabinsk in 2013. As consistent with modern estimations we know almost all large asteroids (more than 1 km) in current time, but percent of discovered asteroid decreases with reduction of sizes. A separate class includes 1500 potentially hazardous asteroids; about 10 % of them have size more than 1 km.

The orbits of the NEAs are very diverse: semi-major axes are located in the range of 0,55 to 66,1 AU, eccentricities are from 0,0032 to 0,9855, and the inclinations of the orbit to the ecliptic plane are from 0,021 to 154°. However only 1678 are numbered, i. e. have good determined orbits. The paper contains distribution diagrams of NEAs by semi-major axis, eccentricity, inclination and absolute magnitude. Asteroids are divided into classes of Aten, Apollo, Amur and Atira by orbit types. These classes are named after names of its typical representatives.

In the paper special attention is paid to the objects which pass through gravity sphere of the Earth in next 185 years. The radius of the gravity sphere is 254316 km. The initial data have been taken from Bowell catalog on epoch

31.09.2014. 39 such asteroids have been revealed, four from them (153814 2001 WN5, 99942 Apophis, 2007 YV56 и 2011 JA) are potentially hazardous.

Keywords: Near-Earth asteroids, potentially hazardous asteroids, orbit elements, close encounters.

Введение. Исследование движения астероидов, сближающихся с Землей (АСЗ), является актуальной задачей по целому ряду причин, основной из которых является проблема астероидной опасности. К данной популяции относят объекты, перигелийное расстояние q которых не превышает 1,3 а. е. [1]. Первый астероид вблизи Земли был открыт 13 августа 1898 г. Густавом Виттом в обсерватории Урания в Берлине. Это был 433 Эрос, астероид размером менее 25 км. В год открытия он прошел на расстоянии 22 млн км от Земли [2].

Однако долгое время численность популяции известных АСЗ была весьма незначительна. Например, к 1983 г. число таких объектов едва достигало 80 [3]. Ситуация существенно изменилась в конце XX века, когда благодаря развитию наблюдательной техники и новым астрономическим научным программам число открываемых АСЗ существенно увеличилось.

Общие сведения о популяции астероидов, сближающихся с Землей. В настоящее время созданы и постоянно обновляются различные каталоги астероидов. Одна из наиболее полных и широко используемых во многих работах электронная версия каталога всех астероидов принадлежит Э. Боуэллу [4]. Каталог содержит высокоточные оскулирующие элементы орбит, данные об интервалах и количестве наблюдений, использованных при улучшении орбит, а также возможные эфемеридные неопределенности. На 22 сентября 2014 г. каталог содержал данные о 655843 астероидах, в том числе 11418 АСЗ. Для сравнения, до начала 90-х годов число известных АСЗ едва достигало 150, в 1995 г. их уже было известно 350, в мае 1998 г. – 502 [5].

Большие полуоси орбит a почти всех известных к настоящему времени АСЗ заключены в интервале от 0,55 (2007 EB26) до 20,31 а. е. (2014 PP69), при этом большие полуоси орбит 99,7 % астероидов расположены в пределах от 0,9 до 3,6 а. е. (рис. 1, *а*). 30 АСЗ имеют большие полуоси больше 3,6 а. е., из них 5 – больше 10 а. е. Исключением является орбита астероида 2009 DQ33, большая полуось которой составляет 66,1 а. е. (рис. 2). В проекции на плоскость эклиптики данный объект пересекает орбиты всех больших планет от Земли до Нептуна. Эксцентриситет его орбиты e = 0,985, наклонение к плоскости эклиптики i = 8,7°. Однако следует заметить, что рассматриваемый астероид наблюдался на интервале всего 8 суток в феврале 2009 г., что говорит о большой неопределенности его орбиты. Вполне вероятно, что после появления новых наблюдений значения элементов орбиты существенно изменятся. Проблема заключается в том, что в настоящее время астероид стремительно удаляется от Земли, в 2013 г. он пересек орбиту Сатурна. Если судить по известным элементам орбиты, то в следующий раз он появится в окрестности Земли только в середине текущего тысячелетия, т. е. данный объект можно фактически считать потерянным.

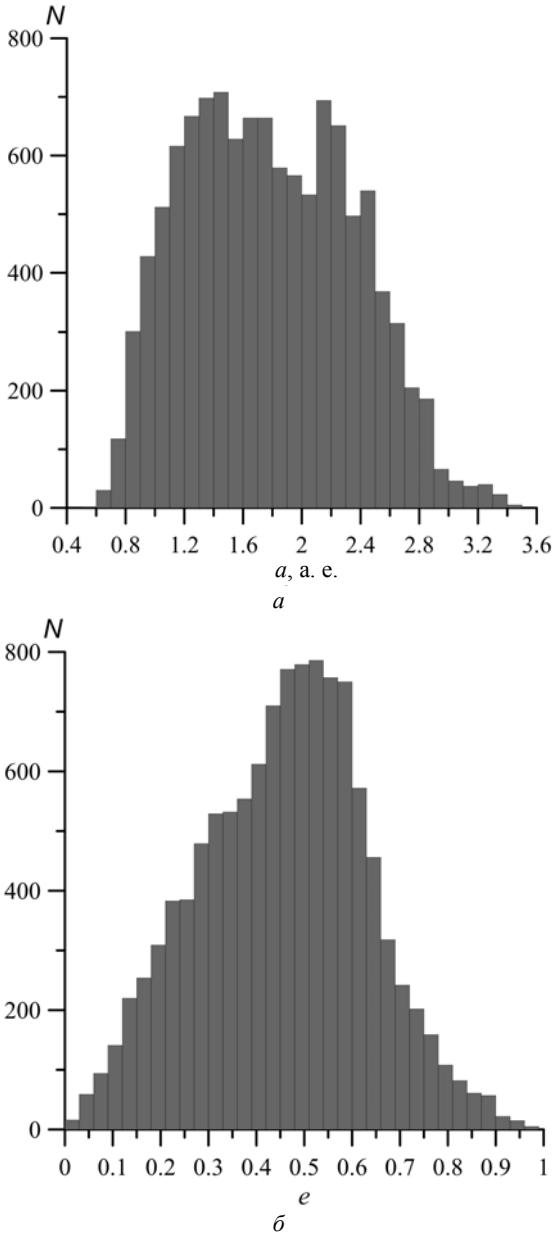


Рис. 1. Распределение АСЗ по большой полуоси a (*а*) и эксцентриситету e (*б*): N – число астероидов

Распределение АСЗ по эксцентриситету и наклонению приведено на рис. 1, *б* и 3, *а* соответственно. Эксцентриситеты АСЗ заключены в интервале от 0,0032 (2011 WK2) до 0,9855 (2009 DQ33). Максимум в распределении эксцентриситетов наблюдается в промежутке от 0,3 до 0,6, такие эксцентриситеты имеют орбиты 59 % АСЗ.

Наклонения большинства АСЗ расположены в пределах от 0,021 (2004 FH) до 75,40° (2012 FZ23) (рис. 3, *а*). 57 % АСЗ принадлежат к сферической подсистеме (i > 8°). Отдельного внимания заслуживают астероиды 2007 VA85 и 343158 2009 HC82 (рис. 4), которые имеют наклонения 132° и 154°,

соответственно, т. е. движутся в обратную сторону по отношению к Земле и другим объектам Солнечной системы.

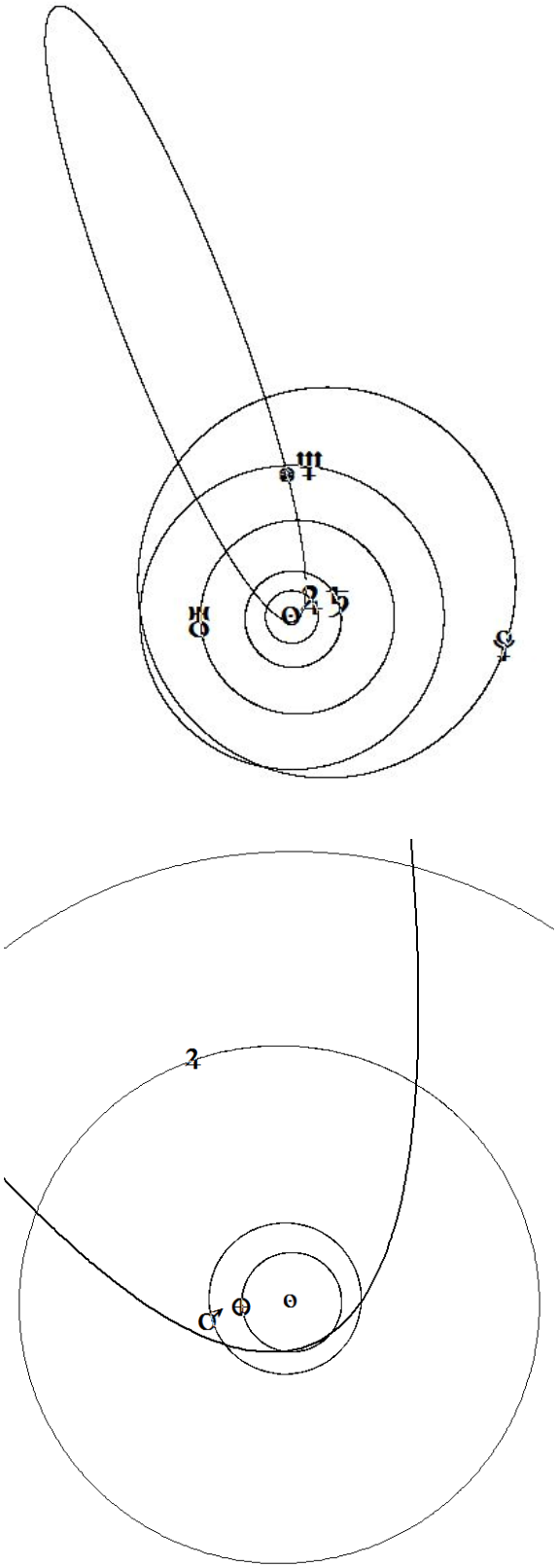


Рис. 2. Проекция орбиты астероида 2009 DQ33 на плоскость эклиптики в различных масштабах

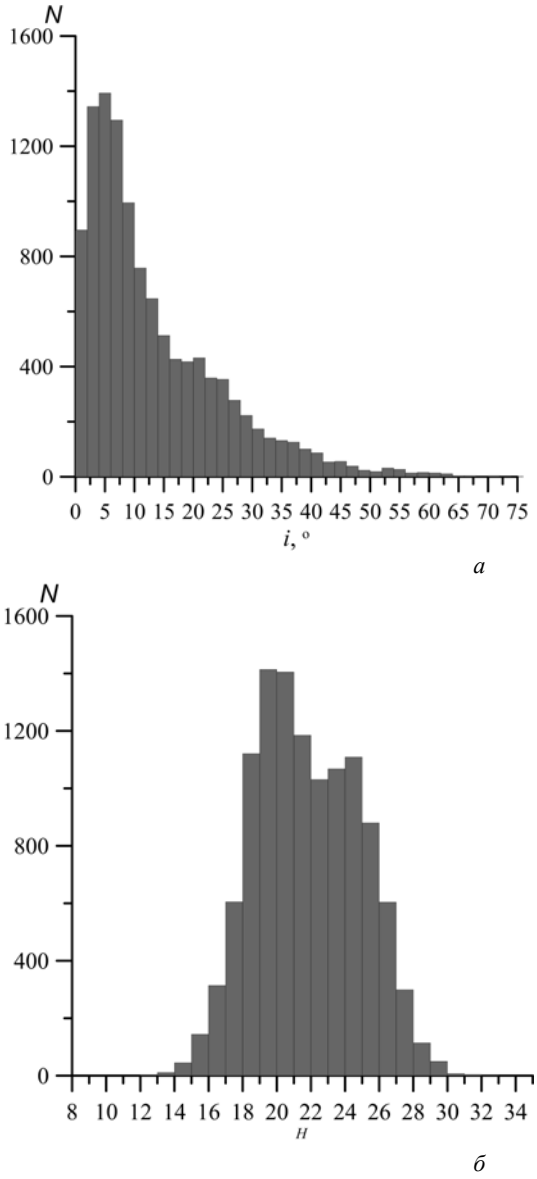


Рис. 3. Распределение АСЗ по наклонению i (*а*) и абсолютной звездной величине H (*б*): N – число астероидов

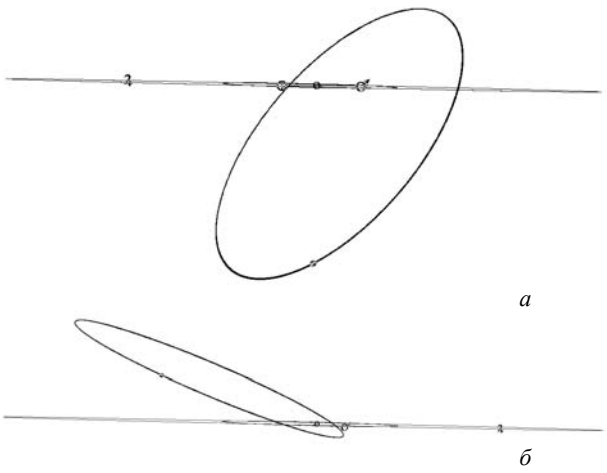


Рис. 4. Проекция орбит астероидов 2007 VA85 (*а*) и 343158 2009 HC82 (*б*) на плоскость, перпендикулярную плоскости эклиптики

Абсолютные звездные величины H известных АСЗ заключены в пределах от 9,45 (1036 Ganimed) до 33,24 (2008 TS26). Самым крупным из известных АСЗ является 1036 Ganimed диаметром 31,7 км. Немного ему уступает первый открытый объект этого класса 433 Eros с размерами 34,4×11,2×11,2 км. Согласно данным центра малых планет (http://www.minorplanetcenter.net) в настоящее время известно 863 АСЗ с диаметром больше 1 км.

Определить нижнюю границу размеров известных АСЗ гораздо сложнее, так как характеристики слабых объектов известны плохо. Для получения примерных оценок воспользуемся формулой, приведенной в работе [6]:

$$D = \frac{1329 \cdot 10^{-0,2H}}{\sqrt{p_V}}, \qquad (1)$$

где p_V – альбедо астероида; H – абсолютная звездная величина; D – диаметр, км. Предполагая среднее альбедо 0,14 для популяции АСЗ [7] (Mainzer [et al.]. 2011), получим, что диаметр самых слабых известных объектов составляет порядка 1 м. Однако следует понимать, что данная граница обусловлена возможностями современной наблюдательной техники, более того такие объекты открываются только во время сближения с Землей. С другой стороны, возникает терминологический вопрос, относить ли настолько мелкие объекты к классу астероидов или метеороидов [8]. Видимо в связи с отсутствием четкого определения астероида и сложностями с вычислением размера вновь открытых объектов, их традиционно вносят в астероидные каталоги.

Логично предположить, что чем меньше размер объекта, тем больше таких тел должно быть в Солнечной системе. Рис. 3, *б* позволяет сделать вывод, что в настоящее время открыты почти все АСЗ ярче 20 абсолютной звездной величины, т. е. больше 330 м. Данный вывод подтверждается результатами, приведенными в работе [9]. На рис. 5 показано положение всех известных АСЗ на 31 августа 2014 г. в проекции на плоскость эклиптики. Из рис. 5 видно плотное заполнение пространства в окрестности Земли астероидами.

Классификация астероидов, сближающихся с Землей. По размерам и степени опасности АСЗ можно разделить на три класса:

– крупные объекты, диаметр которых превышает 1 км; встреча Земли с таким объектом может вызвать глобальную катастрофу;

– астероиды средних размеров; к этому классу относятся объекты с диаметром от 100 м до 1 км; эти объекты способны вызвать катастрофы регионального масштаба;

– мелкие астероиды размером 10–100 м, столкновение с которыми приводит к локальным разрушениям.

Данная классификация позволяет сделать неутешительный вывод, что в настоящее время нам известны даже далеко не все астероиды, способные вызвать региональную катастрофу, не говоря уж о локальной. Челябинское событие 2013 г. [10] наглядно продемонстрировало этот факт. Согласно оценкам, приведенным в работе [9], популяция АСЗ размером порядка 100 м насчитывает около 20 тыс. объектов, а 20 м (т. е. соизмеримых с прародителем челябинского метеорита) – несколько миллионов. Следует отметить, что в истории человечества было всего два случая заранее предсказанного столкновения небесного тела с Землей: 2008 TC3, который столкнулся с Землей в октябре 2008 г. [11; 12], и первый открытый в 2014 г. астероид 2014 AA.

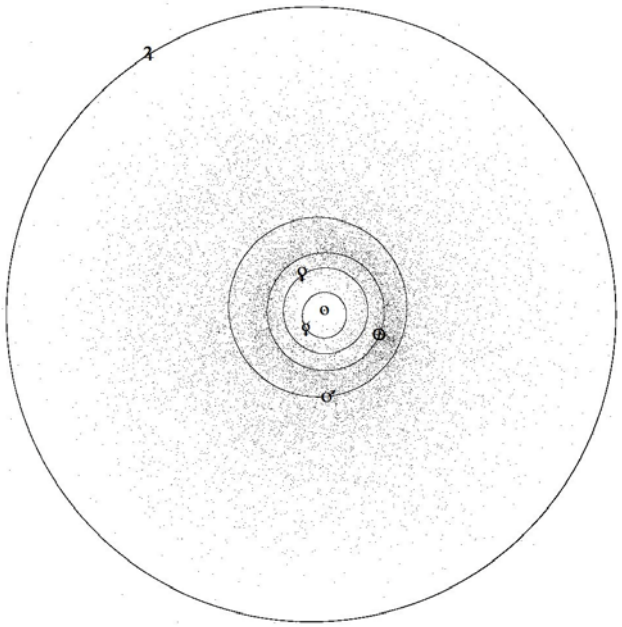


Рис. 5. Положение всех АСЗ в проекции на плоскость эклиптики на 31.08.2014

Из АСЗ выделяется группа потенциально опасных для Земли астероидов. В эту группу включают АСЗ, абсолютная звездная величина которых не больше 22^m и минимальное расстояние между орбитами объекта и Земли не больше 0,05 а. е. Первым потенциально опасным астероидом стал 4179 Тутатис, который был открыт 4 января 1989 года французским астрономом Кристианом Полля. На 9 сентября 2014 г. по сведениям NASA известно 1500 потенциально опасных астероидов (http://neo.jpl.nasa.gov/orbits/), порядка 140 из них имеют диаметр больше 1 км, т. е. при столкновении способны вызвать глобальную катастрофу.

Самым крупным из известных потенциально опасных астероидов является 3122 Florence, размером около 4,9 км. Следующее сближение с Землей данного объекта ожидается 1 сентября 2017 г., когда он пройдет на расстоянии 0,04723 а. е. (7 млн км) от центра Земли. Что касается нижней границы, то, как видно из приведенной выше формулы (1), звездная величина 22^m примерно соответствует диаметру 130 м, что приводит к недооцениванию опасности, исходящей от меньших объектов [12].

По типу орбит популяция АСЗ традиционно делится на четыре класса, которые названы по имени своих наиболее ярких представителей:

– группа Амура, для которой 1,0167 а. е. < q ≤ 1,3 а. е. Астероиды этой группы всегда находятся за пределами орбиты Земли;

– группа Аполлона, для которой a > 1 а. е., q ≤ 1,0167 а. е. Орбиты этих астероидов в проекции на плоскость эклиптики пересекают орбиту Земли;

– группа Атона, для которой a < 1 а. е., Q ≥ 0,983 а. е. Такие астероиды выходят за орбиту Земли только в окрестности афелия своей орбиты;

– группа Атиры, для которой Q < 0,983 а. е. Эти астероиды постоянно находятся внутри орбиты Земли.

На рис. 6 показаны проекции орбит типичных представителей данных классов на плоскость эклиптики. В табл. 1 приведены некоторые статистические данные о популяции АСЗ на сентябрь 2014 г. (верхняя строка) и на октябрь 2004 г. (нижняя строка), выбранные из каталога Боуэлла. Из табл. 1 видно, что число известных АСЗ за 10 лет увеличилось более чем в 3 раза, т. е. в среднем за это время каждый день обнаруживалось по два новых объекта. Однако с сожалением следует отметить, что процент нумерованных АСЗ (с хорошо определенной орбитой) увеличился незначительно и не превышает 15 %.

Кроме того, табл. 1. показывает, что наибольшее число астероидов принадлежит классу Аполлона, наименьшее – Атиры. Скорее всего, этот факт связан не столько с реальным размером соответствующих популяций, сколько с наблюдательными возможностями. Наблюдения объектов типа Атиры возможны только в окрестности элонгаций, т. е. на небольшом интервале времени. Первый объект этого класса 163693 Atira был открыт только в 2003 г.

Астероиды, проходящие через сферу тяготения Земли. Рассмотрим, какие астероиды в ближайшем будущем подойдут близко к Земле. Для данного исследования использовался программный комплекс «ИДА» [13], которой позволяет осуществлять высокоточное прогнозирование движения астероидов с использованием параллельных вычислений. Движение астероидов в данной работе рассматривается в рамках возмущенной задачи двух тел в гелиоцентрической системе координат, отнесенной к эклиптике и равноденствию 2000.0. В модель сил включены возмущения от больших планет, Луны, Плутона и трех крупных астероидов (Церера, Паллада, Веста). Начальные элементы орбит взяты из каталога Э. Боуэлла на эпоху 31 августа 2014 г. Уравнения движения интегрируются численно методом Эверхарта [14].

Таблица 1

Данные о популяции АСЗ

	Класс				Всего
	Амур	Аполлон	Атон	Атира	
Общее число	4408 1365	6132 1604	864 251	14 –	11418 3220
Нумерованные	657 191	878 189	141 24	2 –	1678 404

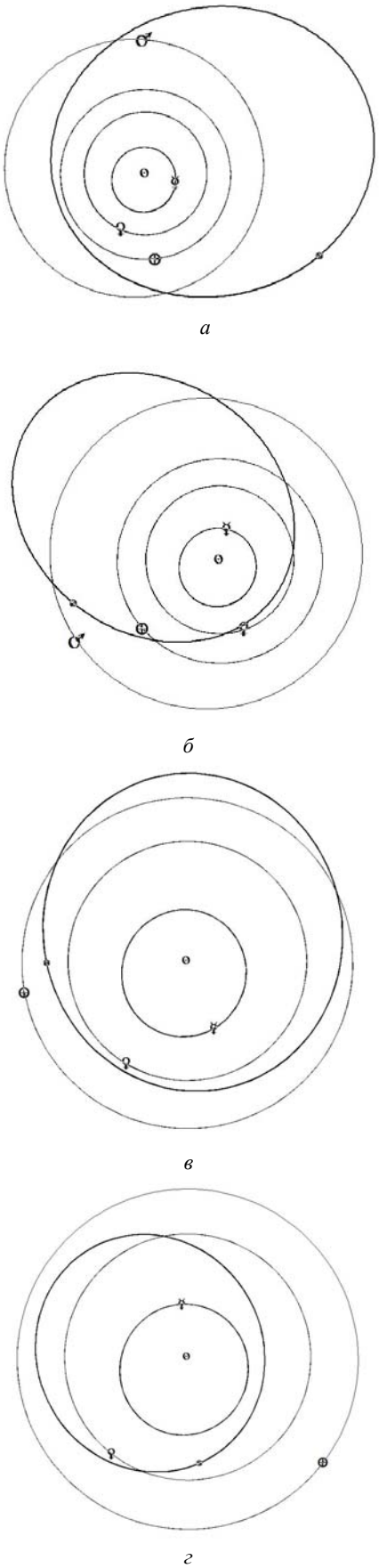


Рис. 6. Проекции орбит астероидов 1221 Amor (*а*), 1862 Apollo (*б*), 2062 Aten (*в*), 163693 Atira (*г*) и внутренних планет на плоскость эклиптики

В описываемом численном эксперименте интервал времени определялся фондом координат больших планет DE405 и составил 2014–2200 гг. В результате исследования выявлено 39 астероидов, проходящих через сферу тяготения Земли в ближайшие 185 лет (значение радиуса сферы тяготения Земли составляет примерно 254316 км). В табл. 2 представлены даты прохождения объектов через сферу тяготения, минимальные расстояния до центра Земли $d_{\min}$, абсолютная звездная величина H и оценка диаметра D, полученная по формуле (1).

Таблица 2

Перечень АСЗ, проходящих через сферу тяготения Земли в ближайшие 190 лет

Объект	Дата	$d_{\min}$, км	H	D, м
2014 RA	31.08.2014	56746	29	6
2014 RC	07.09.2014	39893	27	15
2014 SG1	20.09.2014	79579	29	5
2012 TC4	12.10.2017	78306	27	17
2008 GY21	10.04.2018	248204	28	10
2006 QV89	09.09.2019	70653	25	30
2009 BF58	21.01.2022	102236	27	12
2013 GM3	14.04.2026	98118	26	19
153814 2001 WN5	26.06.2028	249053	18	495
99942 Apophis	13.04.2029	37557	19	330
2008 VB4	03.11.2033	174451	28	8
2014 HB177	06.05.2034	206584	28	8
2012 UE34	08.04.2041	107043	23	82
2012 HG2	13.02.2047	89615	27	13
2007 UD6	18.1002048	95036	28	7
2008 EZ7	09.03.2049	181485	27	13
2006 RH120	31.01.2060	147015	30	4
2008 US	21.10.2064	201910	32	2
2008 EL68	16.02.2065	140612	28	10
2010 VB1	07.01.2068	140049	23	74
2008 DB	10.02.2071	193538	26	25
2011 CH22	04.02.2074	100981	29	6
2012 HG2	21.07.2083	232477	27	14
2011 MD	15.06.2086	227647	28	9
2014 RS17	31.01.2090	133236	23	77
2007 YV56	02.01.2101	235924	21	213
2007 TX22	13.10.2101	107731	28	7
2009 FH	19.03.2104	105237	27	16
2013 GM3	17.04.2109	157872	26	19
2007 UW1	19.10.2129	127744	23	97
2012 KT42	31.05.2131	215182	29	6
2002 TY59	03.10.2138	188361	25	28
2011 JA	26.04.2145	233367	21	185
2007 UY1	13.02.2156	156900	23	89
2009 TH8	20.10.2164	119582	25	36

Окончание табл. 2

Объект	Дата	$d_{\min}$, км	H	D, м
2014 QN266	14.07.2168	255672	26	18
2008 HJ	04.05.2178	99294	26	24
2013 YJ48	25.12.2181	227781	26	20
2011 TQ8	03.10.2184	168650	25	42
2010 FN	25.03.2190	145460	27	16
2014 GQ17	11.06.2197	74671	27	13

Как видно из табл. 2, два объекта из 39 дважды проходят через сферу тяготения: 2012 HG2 в 2047 и 2083 гг. и 2013 GM3 в 2026 и 2109 гг. 2014 RA, 2014 RC и 2014 SG1 уже прошли через эту сферу, причем они были открыты во время тесного сближения. Следующее сближение нас ожидает в октябре 2017 г., когда 17-ти метровый астероид 2012 TC4 пройдет на расстоянии 78 тыс. км от геоцентра. Первенство по минимальному расстоянию до Земли по-прежнему удерживает легендарный Апофис [15–17], который в 2029 г. пройдет на расстоянии порядка 38 тыс. км.

Однако следует отметить, что всего два объекта являются нумерованными: 99942 Apophis и 153814 2001 WN5. Учитывая, что данные результаты получены только по номинальным орбитам, для уточнения полученной информации требуется исследование вероятностной орбитальной эволюции. Кроме того, обращает на себя внимание тот факт, что только астероиды 153814 2001 WN5, 99942 Apophis, 2007 YV56 и 2011 JA являются потенциально опасными. Максимальным является 495-ти метровый 153814 2001 WN5, который в июне 2028 г. пройдет на расстоянии 249 тыс. км от геоцентра. Однако в свете недавних событий [9] не следует пренебрегать и объектами меньшего размера.

Заключение. Таким образом, в настоящее время известно более 11 тысяч астероидов, сближающихся с Землей, 863 из них имеют диаметр больше 1 км. Орбиты АСЗ отличаются большим разнообразием больших полуосей, эксцентриситетов и наклонений: от почти круговых до сильно эллиптичных, от лежащих практически в плоскости эклиптики до почти перпендикулярных ей. По типу орбит эти объекты подразделяются на классы Амура, Аполлона, Атона и Атиры.

По размерам и степени опасности для Земли астероиды делятся на способные вызвать глобальную катастрофу (больше 1 км), региональную (от 100 до 1000 м) и локальную (до 100 м). К сожалению, в настоящее время относительно хорошо известны только астероиды первой группы. Отдельно выделяют подкласс потенциально опасных для Земли астероидов, таковых в настоящее время насчитывается 1500.

На основании исследования номинальных орбит нами было выявлено 39 астероидов, которые в ближайшие 185 лет пройдут через сферу тяготения Земли. Четыре из них являются потенциально опасными и в случае столкновения могут вызвать катастрофу регионального масштаба.

Библиографические ссылки

1. Астероидно-кометная опасность: вчера, сегодня, завтра / под ред. Б. М. Шустова, Л. В. Рыхловой. М. : Физматлит, 2010. 384 с.
2. Галушина Т. Ю., Скрипниченко П. В. Астероидная опасность – от первых представлений до наших дней // Физика космоса : Тр. 43 Междунар. студенческой науч. конф. (3–7 февр. 2014, г. Екатеринбург). Екатеринбург : Изд-во Урал. ун-та, 2014. С. 237–248.
3. Симоненко А. Н. Астероиды или тернистые пути исследований. М. : Наука, 1985. 208 с.
4. Bowell E., Muinonen K., Wasserman L. H. A public-domain asteroid data base // In Asteroids, Comets, Meteors, Kluwer, Dordrecht, Netherlands. 1994. P. 477–481.
5. Muinonen K. Asteroid and comet encounters with the Earth // The dynamics of small bodies in the Solar system: A major key to Solar system studies. NATO ASI Series. C: Math. Phys. Scien. Vol. 522. Kluver Acad. Publ., 1999. P. 127–158.
6. Perna D., Barucci M. A., Fulchignoni M. The near-Earth objects and their potential threat to our planet // Astron Astrophys Rev. 2013. Vol. 21, no. 65.
7. NEOWISE observations of near-Earth objects: preliminary results / A. Mainzer [et al.] // Astrophys J. 2011. Vol. 743, no. 156.
8. Галушина Т. Ю. К вопросу о терминологии в области астероидной опасности // Экологический вестник научных центров Черноморского экономического сотрудничества. 2013. Т. 3, № 4. С. 53–56.
9. Harris A. W. The population of near-Earth asteroids and current survey completion // In: 3rd IAA planetary defense conference, Flagstaff, abstract IAA-PDC13-02-09P. 2013.
10. Астрономические и физические аспекты Челябинского события 15 февраля 2013 г. / В. В. Емельяненко [и др.] // Астрон. вестник. 2013. Т. 47, № 4. С. 262–277.
11. The impact and recovery of asteroid 2008 TC3 / P. Jenniskens [et al.] // Nature. 2009. Vol. 458. Iss. 7237. P. 485–488.
12. Астрометрические и фотометрические исследования упавшего на Землю астероида 2008 TC3 / Е. Ю. Алешкина [и др.] // Астрон. вестн. 2011. Т. 45. Вып. 1. С. 36–44.
13. Быкова Л. Е., Галушина Т. Ю., Батурин А. П. Прикладной программный комплекс «ИДА» для исследования динамики астероидов // Изв. вузов. Физика. 2012. Т. 55, № 10/2. С. 89–96.
14. Авдюшев В. А. Интегратор Гаусса–Эверхарта // Вычисл. технологии. 2010. Т. 15, № 4. С. 31–47.
15. Траектории соударения астероида Апофис с Землей в XXI веке / Л. Л. Соколов [и др.] // Астрон. вестн. 2012. Т. 46. Вып. 4. С. 311–320.
16. Шор В. А., Чернетенко Ю. А., Кочетова О. М., Железнов Н. Б. О влиянии эффекта Ярковского на орбиту Апофиса // Астрон. вестн. 2012. Т. 46. Вып. 2. С. 131–142.
17. Скрипниченко П. В., Галушина Т. Ю. Исследование структуры возмущений и вероятностной орбитальной эволюции на примере астероида 99942 Apophis // Изв. вузов. Физика. 2013. Т. 56, № 6/3. С. 229–231.

References

1. *Asteroidno-kometnaya opasnost': vchera, segodnya, zavtra.* [Asteroid-comet hazard: yesterday, today, tomorrow]. Edited by B. M. Shustov, L. V. Rykhlova. Moscow, Physmatlit Publ., 2010, 384 p.
2. Galushina T. Yu., Skripnichenko P. V. [Asteroid hazard – from first conceptions to our days]. *Fizika kosmosa: Tr. 43 mezhdunar. studencheskoi nauch. konf.* [Physics of Space: the 43st Annual Student Scientific Conference]. Edited by P. E. Zakharova, E. D. Kuznetsov, A. B. Ostrovskii, S. V. Salii, A. M. Sobolev, K. V. Kholshevnikov, and B. M. Shustov. Ural Federal University Publ., 2014. P. 237–248 (In Russ.).
3. Simonenko A. N. *Asteroidy ili ternistye puti issledovanii.* [Asteroids or thorny paths of investigations]. Moscow, Nauka Publ., 1985. 208 p.
4. Bowell E., Muinonen K., Wasserman L. H. A public-domain asteroid data base. In Asteroids, Comets, Meteors, Kluwer, Dordrecht, Netherlands. 1994. P. 477–481.
5. Muinonen K. Asteroid and comet encounters with the Earth. The dynamics of small bodies in the Solar system: A major key to Solar system studies. NATO ASI Series. C: Math. *Phys. Scien.* Vol. 522. Kluver Acad. Publ., 1999. P. 127–158.
6. Perna D., Barucci M. A., Fulchignoni M. The near-Earth objects and their potential threat to our planet. *Astron Astrophys Rev*, 2013. Vol. 21, no. 65.
7. Mainzer A., Grav T., Bauer J. et al. NEOWISE observations of near-Earth objects: preliminary results. *Astrophys J.* 2011. Vol. 743, no. 156.
8. Galushina T. Yu. [The problem of terminology in the field of asteroid hazard]. *Ekologicheskii vestnik nauchnykh tsentrov Chernomorskogo ekonomicheskogo sotrudnichestva.* 2013, vol. 3, no. 4, p. 53–56. (In Russ.).
9. Harris A. W. The population of near-Earth asteroids and current survey completion. In: 3rd IAA planetary defense conference, Flagstaff, abstract IAA-PDC13-02-09P. 2013.
10. Emel'yanenko V. V. et al. Astronomical and physical aspects of the Chelyabinsk event (February 15, 2013). *Solar System Research.* Vol. 47, Is. 4, P. 240–254.
11. Jenniskens P., Shaddad M. H., Numan D. et al. The impact and recovery of asteroid 2008 TC3. *Nature.* 2009. Vol. 458, Is. 7237, P. 485–488.
12. Aleshkina E.Y. et al. Astrometric and photometric studies of the asteroid 2008 TC3. *Solar System Research.* 2011. Vol. 45, Is. 1, P. 34–42.
13. Bykova L. E., Galushina T. Yu., Baturin A. P. [The application suite "IDA" for investigation of dynamics of asteroids]. *Izvestiya Vuzov. Fizika.* 2012, Vol. 55, No. 10/2. Special Issue. P. 89–96. (In Russ.).
14. Avdyushev V. A. [Integrator of Gauss-Everhart]. *Vychisl. tekhnologii*. 2010, Vol. 15, No. 4, P. 31–47. (In Russ.).
15. Sokolov L. L., Bashakov A. A., Borisova T. P., Petrov N. A., Pitjev N. P., Shaidulin V. S. Impact

trajectories of the asteroid Apophis in the 21st century // Solar System Research. 2012. Vol. 46. Is. 4. P. 291–300.

16. Shor V. A., Chernetenko Yu. A., Kochetova O. M., Zheleznov N. B. On the impact of the Yarkovsky effect on Apophis' orbit. *Solar System Research.* Vol. 46. Is. 2. P. 119–129.

17. Skripnichenko P. V., Galushina T. Yu. [The study of perturbation structure and probability orbital evolution on the example of asteroid 99942 Apophis]. *Izvestiya Vuzov. Phizika*. 2013, Vol. 56, № 6/3, P. 229–231 (In Russ.).

© Галушина Т. Ю., 2014

УДК 004.056

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 41–47

ОБНАРУЖЕНИЕ СЕТЕВЫХ ВТОРЖЕНИЙ ЭВОЛЮЦИОННЫМ ИММУННЫМ АЛГОРИТМОМ КЛОНАЛЬНОЙ СЕЛЕКЦИИ

В. Г. Жуков, Т. А. Саламатова

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: zhukov.sibsau@gmail.com, Shiracom@mail.ru

Предложено применение аппарата искусственных иммунных систем в качестве эвристического метода обнаружения инцидентов информационной безопасности для алгоритмического обеспечения систем обнаружения вторжений. Из существующих вычислительных моделей искусственной иммунной системы, обладающих необходимыми особенностями для построения адаптивных систем обнаружения вторжений, выбрана теория клональной селекции. Для повышения эффективности работы (формирования высокоаффинных детекторов) предлагается модификация алгоритма клональной селекции путем применения внешней оптимизационной структуры, принцип которой основан на применении стратегии эволюционных алгоритмов. Для расчета аффинности в работе используется метрика «процент согласования». Дополнительно применяется генератор псевдослучайных чисел на основе алгоритма Блюма–Блюма–Шуба. Получены эмпирические результаты оценки эффективности эволюционного иммунного алгоритма клональной селекции при апробации на множестве тестовых данных в соответствии с методикой исследования. Проведен сравнительный анализ эффективности с аналогами разрабатываемого эволюционного иммунного алгоритма клональной селекции, построенными на других методах искусственного интеллекта. По результатам проведенных исследований сформулированы выводы об эффективности применения эволюционного иммунного алгоритма клональной селекции при решении задачи обнаружения преднамеренных изменений на множестве контролируемых данных.

Ключевые слова: система обнаружения вторжений, искусственные иммунные системы, алгоритм клональной селекции, эволюционная стратегия.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 41–47

THE DETECTION OF NETWORK INTRUSION BY EVOLUTIONARY IMMUNE ALGORITHM WITH CLONAL SELECTION

V. G. Zhukov, T. A. Salamatova

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation
E-mail: zhukov.sibsau@gmail.com, Shiracom@mail.ru

In the paper the application of artificial immune systems as a heuristic detection method for algorithmic information security incidents of intrusion detection systems is proposed. A theory of clonal selection has been selected from the existing computational models of artificial immune systems with the necessary features for building adaptive intrusion detection systems. The efficiency of clonal selection algorithm is increased (forming high affinity detectors) by modification of clonal selection algorithm by applying an external structure optimization, which principle is based on the application of the evolutionary algorithm strategy. For affinity calculation in work the metrics "coordination percent" is used. Additionally, in the paper the pseudorandom numbers generator on the basis of Blum–Blum–Shub's algorithm is applied. The empirical results of the evolutionary immune clonal selection algorithm effectiveness have been received by testing on a set of test data according to the procedure of research. Comparative analysis with similar efficiency of the developed evolutionary immune clonal selection algorithm, constructed on the other methods of artificial intelligence, is performed. Conclusions on the efficiency of application of the evolutionary immune clonal selection algorithm selection at the solution of a problem of deliberate changes detection on a controlled data are formulated according to the results of the research.

Keywords: intrusion detection system, artificial immune systems, clonal selection algorithm, evolutionary strategy.

Введение. В последние годы большое внимание уделяется вопросам защиты информации (ЗИ), накапливаемой, хранимой и обрабатываемой в информационных системах (ИС). Системы обнаружения вторжений (СОВ) являются одним из обязательных компонентов инфраструктуры безопасности ИС. Особую роль в области информационной безопасности занимают вопросы создания систем превентивной ЗИ. Благодаря свойствам и принципам работы искусственной иммунной системы (ИИС) стало возможным применение вычислительных моделей ИИС в качестве эвристического метода СОВ для обнаружения сетевых вторжений [1; 2].

Иммунная система представляет собой сложную адаптивную структуру, основная задача которой заключается в распознавании и классификации клеток (или макромолекул) организма как «своих» или «чужих». ИИС строятся по аналогии с иммунной системой живого организма с учетом различного рода допущений. Как правило, при моделировании иммунной системы используют только два центральных положениях: антиген – антитело (детектор). В настоящее время представляют интерес следующие вычислительные модели иммунных систем: алгоритмы клональной селекции и негативного отбора, иммунные сетевые алгоритмы [3].

Алгоритм клональной селекции ИИС. Алгоритмы клональной селекции – класс алгоритмов, использующих методы клоновой селекции и теорию приобретенного иммунитета. Клонально-селекционная теория была сформулирована в 1957 г. независимо друг от друга М. Ф. Бернетом [4] в Австралии и Д. Толмейджем [5] в США. Она объясняет, как иммунная система противостоит чужеродным макромолекулам (антигенам). Согласно теории, у каждого индивидуума система клеток, вырабатывающих антитела, еще до встречи с антигеном содержит всю информацию, необходимую для синтеза любого из самых разнообразных антител. Антиген не доставляет этим клеткам-антителам информацию, а просто отбирает те клетки, которые синтезируют соответствующие ему антитела, и побуждает их к размножению и к усиленной выработке этих антител. Клетки, синтезирующие данный вид антител, принадлежат к одному клону, слагающемуся из всех потомков одной родоначальной клетки, которая в результате случайного процесса приобрела наследственную способность реагировать на данный антиген. Пока этот антиген не появился, клон остается относительно малочисленным. Присутствие антигена стимулирует размножение клона, способного синтезировать соответствующие антитела, и чем лучше распознавание антигена, тем большее количество потомства (клонов) будет сгенерировано [6].

В процессе репродукции отдельные клетки-антитела подвергаются мутации, которая позволяет им иметь более высокое соответствие к распознаваемому антигену – *аффинность* антител. Чем выше аффинность родительской клетки, тем в меньшей степени они подвергаются мутации, и наоборот. Обучение достигается путем увеличения относительного размера популяции и аффинности тех антител, которые доказали свою ценность при распознавании представленного антигена. Каждое новое поколение содер-жит более высокое соотношение характеристик, которыми обладают лучшие члены предыдущих поколений. Схема генерации детекторов на основе алгоритма ИИС с клональной селекцией приведена на рис. 1.

По результатам проведенных исследований [7; 8] алгоритм клональной селекции ИИС позволяет обнаружить преднамеренные изменения в контролируемых данных. Основные отличия работ [7; 8] от представленных ранее – применение генератора псевдослучайных чисел на базе алгоритма Блюма–Блюма–Шуба [9] (Blum–Blum–Shub, BBS), процедуры формирования и мутации детекторов, которые в итоге позволили стабилизировать среднее количество ошибок I рода на один детектор и сделать их зависимыми от ресурсов, выделяемых алгоритму. Однако уровень ошибок I рода оставался достаточно высоким, таким образом появилась проблема формирования представительного множества высокоаффинных детекторов. В данной работе авторами предлагается повышение «качества» генерируемых детекторов за счет применения стратегии эволюционных алгоритмов.

Модифицированный алгоритм ИИС с клональной селекцией. Вследствие того, что ИИС относится к классу биоинспирированных алгоритмов, для формирования детекторов предлагается замещение стандартного для алгоритма клональной селекции механизма репродукции и мутации детекторов на внешнюю оптимизационную процедуру, принцип работы которой основан на применении стратегии эволюционных алгоритмов. Эволюционный алгоритм в рамках выделенного ресурса исследует пространство поиска и формирует множество высокоаффинных детекторов, итеративно улучшая их качество путем реализации принципа наследования и естественного отбора. Полученное множество детекторов ИИС используют для обнаружения антигенов. С учетом применения эволюционной стратегии модифицированный алгоритм ИИС будет иметь вид, представленный на рис. 2. Генерация детекторов производится на блок антигенов, а не на каждый отдельный антиген.

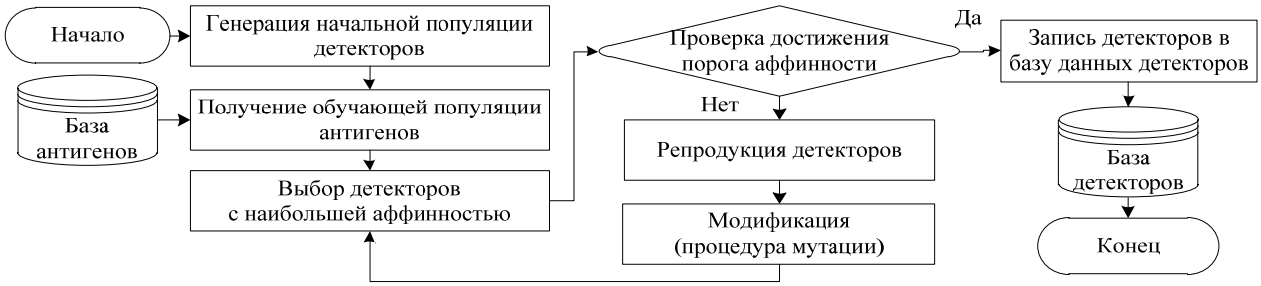


Рис. 1. Обобщенная схема генерации детекторов алгоритмом клональной селекции ИИС

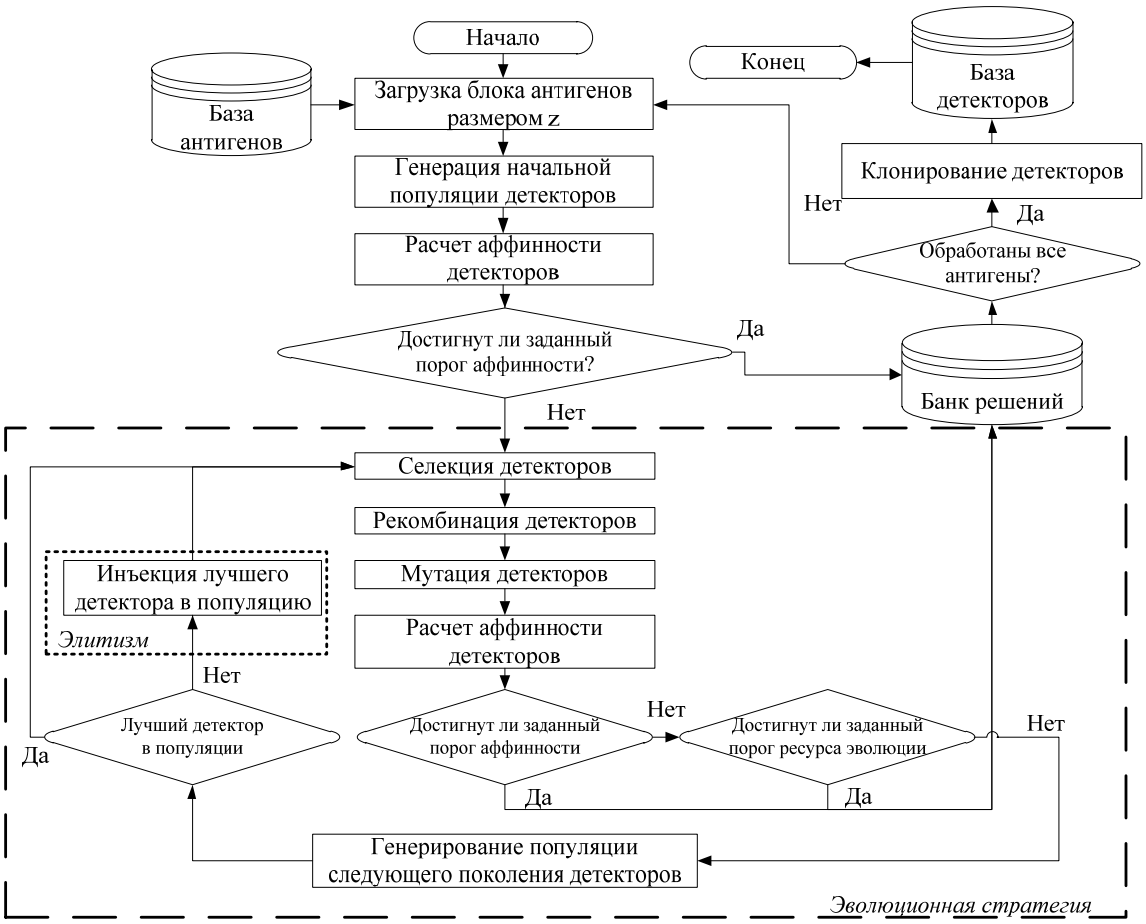


Рис. 2. Обобщенная схема генерации детекторов модифицированным алгоритмом клональной селекции ИИС

В ИИС детекторы и антигены имеют формальное представление в виде множеств элементов заданной длины над конечным алфавитом. Допустим, что мощность множеств детекторов D и антигенов A одинаковая и задана статично. В таком случае под аффинностью антигенов с детекторами понимается частичное или полное соответствие элемента $a_j \in A$ элементу $d_j \in D$. Аффинность растет с увеличением количества идентичных элементов и рассчитывается в данной исследовательской работе с помощью метрики «процент согласования»:

$$y = \mathrm{count}_x\left(a[x] = d[x]\right) = \sum_{x=1}^{m} \begin{cases} 1, if\ a[x] = d[x]; \\ 0, \text{else}, \end{cases}$$

где $m=|a|=|d|$.

Функция аффинности также является функцией пригодности для эволюционного алгоритма. Генерация начальной популяции детекторов осуществляется с помощью генератора псевдослучайных чисел на основе алгоритма BBS.

На этапе селекции с помощью стратегии турнирного отбора формируется подмножество детекторов $S \subset D$, которым разрешено участвовать в формировании нового поколения детекторов.

На этапе рекомбинации с помощью генератора псевдослучайных чисел BBS выбираются два элемента из подмножества S, к которым применяется оператор многоточечного скрещивания по следующей схеме:

а) в диапазоне [1; M-1] выбираются k позиций с помощью генератора псевдослучайных чисел BBS, при этом устанавливается следующее ограничение: $k \le ½ \cdot M$, где M – число бит, выделенное под хранение значения детектора;

б) сгенерированные значения k упорядочиваются в порядке возрастания и удаляются дублирующие значения;

в) выбранные два элемента множества S обмениваются фрагментами, заключенными между соседними позициями k, в результате образуются детекторы-потомки.

При этом допускается, что детекторы могут представлять собой некоторую совокупность закодированных значений нескольких параметров, тогда шаги «а»–«в» оператора рекомбинации выполняются для каждого параметра отдельно. Оператор рекомбинации выполняется $|S|$ раз, в результате получаем множество детекторов-потомков мощностью, равной $|D|$.

Оператор мутации выполняется для каждого детектора-потомка с вероятностью $P_m = 1/y$, при этом используется защищенное деление.

Для формирования множества детекторов следующего поколения используется пропорциональная селекция (алгоритм «колесо рулетки»).

Следующим этапом проверяется присутствие во множестве детекторов следующего поколения лучшего детектора, обладающего самым высоким значением аффинности (принцип элитизма). В случае отсутствия такового, происходит его добавление вместо самого низкоаффинного детектора.

Процесс формирования детекторов продолжается до достижения критерия остановки работы. Критерием остановки выполнения алгоритма является достижение *p* поколений детекторов или 60%-го порога аффинности множества детекторов *D* к каждому антигену. Могут быть рассмотрены и другие значения порога аффинности, что является направлением для дальнейших исследований.

Методика исследования эффективности модифицированного алгоритма ИИС с клональной селекцией. Для обучения и тестирования реализованного алгоритма использовались данные, собранные Калифорнийским университетом, в общедоступной базе образцов сетевого трафика KDD Cup 1999 [10] (далее – база KDD'99). Отдельная запись KDD'99 представляется соответствием параметров состояния системы с записью о типе атаки или ее отсутствии. В единичную запись входит 41 параметр, каждый из которых характеризует состояние системы. В данной работе используется сокращенный список из 13 ключевых параметров [11]. В работе представлен фрагмент результатов исследования для данных класса Normal и данных типа Neptune класса атак DoS. Для преобразования исходных данных базы KDD'99 к унифицированному виду использовался рефлексивный двоичный код Грея [12].

Методика исследования эффективности ИИС заключается в последовательном выполнении следующих шагов:

1. Загрузка штатных событий Normal, выбранных случайно из базы KDD'99 во множество *G* с помощью генератора псевдослучайных чисел BBS мощностью *x*, где $x \in [100, 500]$ и изменяется с шагом $\tau_1 = 100$.

2. Загрузка нештатных событий (антигенов) Neptune, выбранных случайно из базы KDD'99 во множество *A* с помощью генератора псевдослучайных чисел BBS мощностью *z*, где $z \in \left[0, x/2\right]$ и изменяется с шагом $\tau_2 = 5$.

3. Формирование множества детекторов *D* мощностью 15, 20, 25 % от множества нештатных событий *A* итерационно с помощью алгоритма клональной селекции (соответственно $|D| = A \cdot 15\,\%$, $|D| = A \cdot 20\,\%$, $|D| = A \cdot 25\,\%$).

4. Формирование множества тестовых данных *E* из случайно выбранных элементов множества штатных событий *G* и нештатных событий (антигенов) *A*, так что $|E| = |G| = x$, где $x \in [100, 500]$ и изменяется с шагом $\tau_1 = 100$. Следует отметить, что для каждого значения мощности множества тестовых данных *E* количество элементов $a_j \in A$ в *E* составляет последовательно 25, 50, 75 и 100 % от *A*.

5. Множество тестовых данных *E* обрабатывается алгоритмом поиска нештатных событий с помощью элементов множества детекторов *D*.

Результатом работы алгоритма является количество обнаруженных антигенов в контролируемом множестве тестовых данных *E*, количество ошибок I рода (штатное событие детектировалось как нештатное (ложное срабатывание)) и II рода (нештатное событие детектировалось как штатное), усредненные по многократным запускам.

Результаты экспериментальных исследований разработанного алгоритма. На рис. 3–5 представлен сравнительный анализ результатов алгоритма клональной селекции ИИС (Алгоритм 1) с результатами работы алгоритма клональной селекции ИИС с применением эволюционной стратегии (Алгоритм 2) в зависимости от размера блока антигенов *z*.

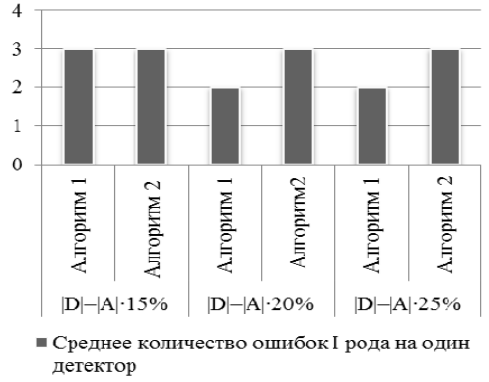


Рис. 3. Среднее количество ошибок I рода, приходящееся на один детектор при *z* = 10

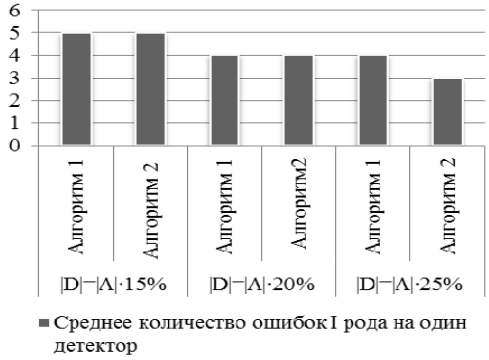


Рис. 4. Среднее количество ошибок I рода, приходящееся на один детектор при *z* = 20

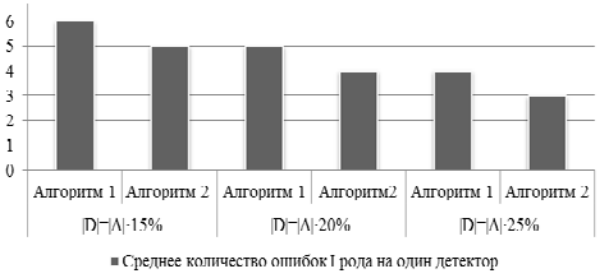


Рис. 5. Среднее количество ошибок I рода, приходящееся на один детектор при *z* = 30

Результаты экспериментов получены в процессе обнаружения антигенов в контролируемом множестве тестовых данных E с помощью элементов множества детекторов D, в соответствии с методикой исследования эффективности, усредненных по многократным запускам. Количество запусков равно 100. Для сравнительного анализа были выбраны данные по среднему количеству ошибок I рода, приходящихся на один детектор. Ошибок II рода в процессе исследования обнаружено не было.

По результатам экспериментов (рис. 3–5) можно сделать вывод, что алгоритм клональной селекции ИИС с применением эволюционной стратегии позволяет снизить количество ошибок I рода, приходящихся на один детектор. При этом увеличение мощности множества детекторов D закономерно приводит к уменьшению количества ошибок I рода независимо от размера блока антигенов z.

Разработанный эволюционный иммунный алгоритм клональной селекции отличается от известных тем, что для реализации стохастической процедуры поиска авторами предложено применение генератора псевдослучайных чисел на основе алгоритма Блюма–Блюма–Шуба, а для формирования высокоаффинных детекторов предлагается замещение стандартного для алгоритма клональной селекции механизма репродукции и мутации детекторов на внешнюю оптимизационную процедуру, принцип работы которой основан на применении стратегии эволюционных алгоритмов.

Предложенные модификации позволяют повысить эффективность алгоритма по критериям «Среднее количество ошибок I рода, приходящееся на один детектор» и «Среднее количество ошибок II рода, приходящееся на один детектор» по сравнению с классическим алгоритмом клональной селекции.

Сравнение результатов тестирования модифицированного алгоритма ИИС с результатами работы алгоритмов, представленных в других работах на базе KDD'99. Для оценки эффективности разработанного авторами алгоритма клональной селекции ИИС с применением эволюционной стратегии – эволюционного иммунного алгоритма клональной селекции – проведем сравнительный анализ результатов работы алгоритма с результатами работы различных алгоритмов на тестовом множестве KDD'99.

На рис. 6 представлены результаты сравнительного анализа с нейросетевой системой обнаружения и распознавания сетевых атак [13] (лаборатория «Искусственные нейронные сети» Брестского государственного технического университета) для моделей с различными архитектурами искусственных нейронных сетей.

На рис. 7 представлены результаты сравнительного анализа с алгоритмом на основе решающих деревьев. В основе алгоритма – модель, предложенная А. А. Брюховецким и др. (Севастопольский национальный технический университет), по обнаружению уязвимостей в критических приложениях на основе решающих деревьев [14]. В качестве критериев эффективности используются: уровень выявления атак (Detection Rate, DR), уровень пропуска атак (False Acceptence Rate, FAR), рассчитываемые по следующим формулам:

$$\mathrm{DR} = \frac{\mathrm{TP}}{\mathrm{TP}+\mathrm{FN}} \cdot 100\,\%, \quad \mathrm{FAR} = \frac{\mathrm{FP}}{\mathrm{FP}+\mathrm{TN}} \cdot 100\,\%,$$

где TP (true positive) – количество правильно определенных образцов сетевых соединений, содержащих атаку; FP (false positive) – количество образцов сетевых соединений, содержащих атаку, определенных системой как нормальные (пропуск атаки); TN (true negative) – количество правильно идентифицированных системой образцов нормальных сетевых соединений; FN (false negative) – количество нормальных образцов сетевых соединений, определенных системой как содержащие атаки.

На рис. 8 представлены результаты сравнительного анализа с результатами исследований H. M. Shirazi и другими работами [15]. H. M. Shirazi и др. предложили модель СОВ, в которой анализ собранных данных осуществляется с помощью алгоритма, построенного на основе меметического алгоритма и сетей Байеса. В качестве критерия эффективности использовался уровень выявления атак (DR).

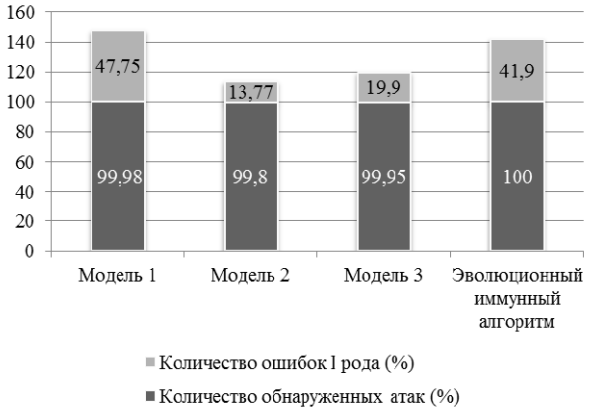


Рис. 6. Сравнительный анализ результатов работы нейросетевой системы и разработанного эволюционного иммунного алгоритма клональной селекции

Рис. 7. Сравнительный анализ результатов работы алгоритма на основе решающих деревьев и разработанного эволюционного иммунного алгоритма клональной селекции

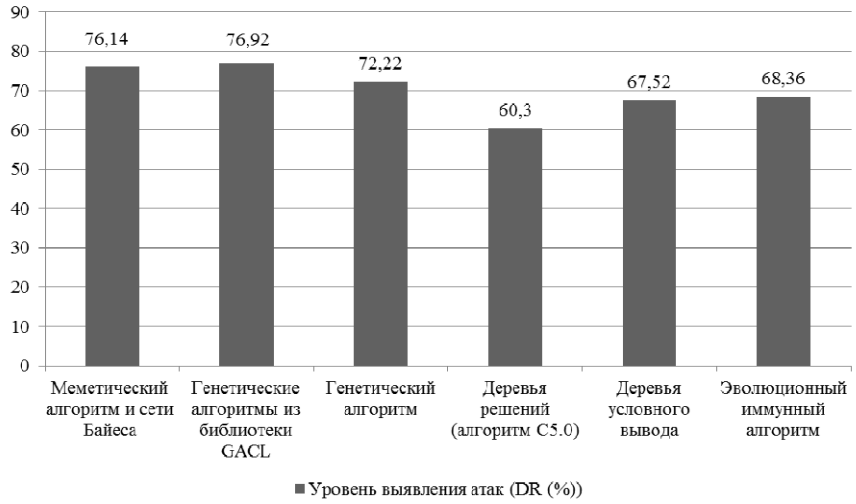


Рис. 8. Сравнительный анализ результатов исследований H. M. Shirazi с другими работами и эволюционным иммунным алгоритмом клональной селекции

Из рис. 6–8 видно, что уровень обнаружения атак и количество ошибок I и II рода сопоставимы с аналогами, базисы которых построены на различных методах искусственного интеллекта.

Заключение. Замещение стандартного для алгоритма клональной селекции механизма репродукции и мутации детекторов на внешнюю оптимизационную процедуру позволило усовершенствовать процесс генерации высокоаффинных детекторов и снизить количество ошибок I рода при обнаружении вторжений.

В целом же, проанализировав полученные результаты, можно сделать вывод о том, что разработанный алгоритм позволяет обнаружить преднамеренные изменения в контролируемых данных и является перспективным базисом для разработки и совершенствования алгоритмического обеспечения эвристических методов анализа данных в задаче обнаружения сетевых вторжений в ИС, например, коллективами интеллектуальных информационных технологий или многоагентными системами, где разработанный эволюционный иммунный алгоритм клональной селекции является одним из агентов.

Построение алгоритмического обеспечения СОВ на базе эволюционного иммунного алгоритма клональной селекции позволит повысить эффективность работы СОВ в ИС с точки зрения адаптации к неизвестным угрозам ИБ.

Благодарности. Работа поддержана грантом Президента молодым кандидатам наук, договор № 14.124.13.473-МК от 04.02.2013 г.

Acknowledgements. This work was financially supported by the grant of the President of the Russian Federation for young scientists, the agreement № 14.124.13.473 – МК, d.d. 04.02.2013.

Библиографические ссылки

1. Dewan Md. F, Rahman M. Z., Rahman Ch. M. Mining Complex Network Data for Adaptive Intrusion Detection, Appears as a book chapter in “Data Mining/ Book 2” / Edited by Dr. Adem Karahoca. Publisher InTech, 2012.

2. A Survey of Artificial Immune System Based Intrusion Detection / H. Yang [et al.] // The Scientific World Journal. 2014.

3. Дасгупта Д. Искусственные иммунные системы и их применение : пер. с англ. М. : ФИЗМАТЛИТ, 2006. 344 с.

4. Burnet F. M. A Modification of Jerne’s Theory of Antibody Production Using the Concept of Clonal Selection // Australian Journal of Science. 1957. № 20. Pp. 67–69.

5. Talmage D. W. Allergy and Immunology // Annual Review of Medicine. 1957. № 8. Pp. 239–256.

6. De Castro L., Von Zuben F. The clonal selection algorithm with engineering applications // Proc. of GECCO’00, Workshop on Artificial Immune Systems and Their Applications. Las Vegas, 2000, P. 36–37.

7. Жуков В. Г., Саламатова Т. А. Об эффективности применения алгоритма искусственных иммунных систем с клональной селекцией в задаче автоматизированного обнаружения инцидентов информационной безопасности // Решетневские чтения : материалы XVII Междунар. науч. конф. Ч. 2 / СибГАУ. Красноярск, 2013. С. 290–292.

8. Жуков В. Г., Саламатова Т. А. Обнаружение инцидентов информационной безопасности модифицированным алгоритмом искусственной иммунной системы с клональной // В мире научных открытий : научное периодическое издание. № 6.1 (54). 2014. 497–517 с.

9. Blum L., Blum M., Shub M. A Simple Unpredictable Pseudo-Random Number Generator // SIAM Journal on Computing. 1986. Vol. 15. Pp. 364–383.

10. KDD Cup 99 Intrusion detection data set [Электронный ресурс]. URL: http://kdd.ics.uci.edu/ (дата обращения: 20.08.2014).

11. Mukkamala S., Janoski G., Sung A. Intrusion Detection: Support Vector Machines and Neural Networks [Электронный ресурс]. URL: http://www.cs.uiuc.edu/class/fa05/cs591han/papers/mukkCNN02.pdf (дата обращения: 20.08.2014).

12. Gardner M. The Binary Gray Code. Ch. 2 // Knotted Doughnuts and Other Mathematical Entertainments. New York : W. H. Freeman, 1986.

13. Технологии обнаружения сетевых атак [Электронный ресурс]. URL: http://bstu.by/~opo/ru/uni/bstu/science/ids/ (дата обращения: 20.08.2014).

14. Брюховецкий А. А., Скатков А. В., Березенко П. О. Обнаружение уязвимостей в критических приложениях на основе решающих деревьев // Современные проблемы прикладной математики, информатики, автоматизации, управления : материалы 3-го Междунар. науч.-техн. семинара. Москва : ИПИ РАН, 2013. 54–62 с.

15. Shirazi H. M., Namadchian A., Tehranikhalili A. A., Combined anomaly base intrusion detection using memetic algorithm and bayesian networks // International journal of machine learning and computing. 2012. Vol. 2, No. 5. Pp. 706–710.

References

1. Dewan Md. F, Rahman M. Z., Rahman Ch. M. Mining. Mining Complex Network Data for Adaptive Intrusion Detection. *Data Mining. Book 2*. August, 2012.

2. H. Yang, T. Li, X. Hu, F. Wang, Y. Zou1. A Survey of Artificial Immune System Based Intrusion Detection. *The Scientific World Journal*. 2014.

3. Dasgupta D. *Iskusstvennye immunnye sistemy i ikh primenenie* [Artificial Immune Systems and Their Applications]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2006, 344 p.

4. Burnet F. M. A. Modification of Jerne's Theory of Antibody Production Using the Concept of Clonal Selection. *Australian Journal of Science 20*, 1957, p. 67–69.

5. Talmage D. W. Allergy and Immunology. *Annual Review of Medicine 8*, 1957, p. 239–256.

6. De Castro L., Von Zuben F. The clonal selection algorithm with engineering applications *Proc. of GECCO'00, Workshop on Artificial Immune Systems and Their Applications*, Las Vegas, 2000, p. 36–37.

7. Zhukov V. G., Salamatova T. A. [The effective application of the artificial immune system algorithms with clonal selection in the task of information security incidents automated detection]. *Materialy XVII Mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii "Reshetnevskie chteniya*" [Proc. of the XVIIth *International Scientific Conference* "Reshetnev readings"], Krasnoyarsk, 2013, p. 290–292 (In Russ.).

8. Zhukov V. G., Salamatova T. A. [Detection of information security incidents modified algorithm of artificial immune system with clonal selection]. *V mire naychnikh otkritii* (*In the World of Scientific Discoveries),* Krasnoyarsk, 2014, № 6.1 (54), p. 497–517 (In Russ.).

9. Blum L., Blum M., Shub M. A Simple Unpredictable Pseudo-Random Number Generator. *SIAM Journal on Computing*, 1986, vol. 15, p. 364–383.

10. *KDD Cup 99 Intrusion detection data set.* Available at: http://kdd.ics.uci.edu/ (accessed 21 August 2014).

11. Mukkamala S., Janoski G., Intrusion Detection: Support Vector Machines and Neural Networks. *Sung A. Intrusion Detection: Support Vector Machines and Neural Networks.* Available at: http://www.cs.uiuc.edu/class/fa05/cs591han/papers/mukkCNN02.pdf (accessed 20 August 2014).

12. Gardner M. The Binary Gray Code. Ch. *2 in Knotted Doughnuts and Other Mathematical Entertainments*, New York: W. H. Freeman, 1986.

13. *Tehnologii obnaruzheniya setevih atak*. [Technology for network attacks detecting.] Available at: http://bstu.by/~opo/ru/uni/bstu/science/ids/ (accessed 10 September 2014).

14. Bryukhovetskiy A. A., Skatkov A. V., Berezenko P. O. [Detection of vulnerabilities in critical applications on the basis of decision trees. Recent developments in applied mathematics, computer science, automation]. *Materialy 3 mezhdunarodnogo nauchno-tekhnicheskogo seminara "Sovremennie problemi prikladnoi matimatiki, informatiki, avtomatizacii, upravlenia"* [Proc. of the 3rd International Scientific and Technical Workshop "Recent developments in applied mathematics, computer science, automation"], Moscow, 2013, p. 54–62 (In Russ.).

15. Shirazi H. M., Namadchian A., Tehranikhalili A. A. Combined anomaly base intrusion detection using memetic algorithm and bayesian networks. *International journal of machine learning and computing*, vol. 2, no. 5, October 2012, p. 706–710.

© Жуков В. Г., Саламатова Т. А., 2014

УДК 628.822

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 48–54

ИТЕРАЦИОННЫЙ РАСЧЕТ ТРИБОКОНТАКТА РОЛИКА С ПЛАСТИНОЙ

В. А. Иванов[1], Н. В. Еркаев[2]

[1]Политехнический институт Сибирского федерального университета
660074, г. Красноярск, ул. Академика Киренского, 26. E-mail: VinTextrim@yandex.ru
[2]Институт вычислительного моделирования СО РАН
660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/44. E-mail: nerkaev@gmail.com

Разработана методика самосогласованного расчета контакта ролика с упругой пластиной конечных размеров при наличии смазочного слоя с учетом зависимости коэффициента вязкости от давления. Ключевым моментом является определение функций податливости, устанавливающих функциональную связь деформаций поверхностей ролика и пластины с давлением в смазочном слое. Для расчета функций податливости применяется известный программный комплекс ANSYS, основанный на методе конечных элементов, а также разложение Фурье. Для устранения вычислительных шумов типа мелкомасштабных осцилляций вводятся регуляризирующие множители для коэффициентов Фурье. Найденные функции податливости используются для самосогласованного расчета давления и прогиба поверхностей в зоне контакта по предложенной итерационной схеме. Представлены конкретные результаты расчетов давления и деформаций в области контакта ролика и пластины для различных нагрузок. Показана быстрая сходимость итераций. При этом необходимое число итераций зависит от нагрузки на ролик: возрастание максимального контактного давления приводит к увеличению числа итерационных циклов.

Ключевые слова: итерации, контактное взаимодействие, смазочный слой.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 48–54

ITERATIVE CALCULATION OF TRIBO-CONTACT BETWEEN A ROLLER AND A PLATE

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

[1]Polytechnic Institute of Siberian Federal University
26, Kirenskiy st., Krasnoyarsk, 660074, Russian Federation. E-mail: VinTextrim@yandex.ru
[2]ICM SB RAS
50/44, Akademgorodok st., 660036, Krasnoyarsk, Russian Federation. E-mail: nerkaev@gmail.com

This article deals with the problem of the hydrodynamic contact of a roller with finite size elastic plate. The lubricant viscosity coefficient is assumed to be a function of the pressure. Generally, this problem requires joined solution of the 2-D hydrodynamic Reynolds' equations and 3-D equations of solid mechanics. Our approach allows one to decouple the task of solid mechanics from the hydrodynamic task. At the first step, we solve the task of solid mechanics and find the compliance matrix, which establishes a functional relationship between surface deflections and pressure distributions along the lubricant layer. Determined ones, this matrix can be used for any pressure distributions along the lubrication layer. At the second step, we implement the obtained compliance matrix for solving the hydrodynamic problem. To find the compliance matrices, we apply the well known ANSYS package based on the finite element method, and also the Fourier series expansion. For suppressing the numerical noise-like small scaled oscillations we introduce regularization factors for the Fourier coefficients. The determined compliance matrices are used for self-consistent calculation of the pressure and surface deflections by the proposed iterative scheme. The particular results of calculations of pressure distributions and surface deformations are presented for different loadings. Fast convergence of the iterations is shown. Number of iterations depends on the loading conditions: An enhancement of the maximal contact pressure leads to increase of the number of the required iteration cycles.

Keyword: iterations, contact interaction, lubricant layer.

Введение. Расчет упругогидродинамического контакта ролика с деформируемой поверхностью является довольно сложной задачей, так как требует совместного решения уравнений гидродинамики в смазочном слое и уравнений упругости в деформируемом теле. Эта задача тесно связана с проблемой моделирования подшипников качения, которые широко используются во многих технических устройствах. Следует особо отметить применение подшипников качения в авиационных и ракетных двигателях, где они

подвергаются предельным напряжениям. Большие силы и экстремальные температуры заставляют детали работать на пределе их технических возможностей. В то же время они должны отвечать самым строгим требованиям безопасности. Это накладывает повышенные требования к точности расчета рабочих характеристик конструктивных элементов подшипника. При этом корректный расчет деформаций рабочих поверхностей в присутствии смазки становится ключевой задачей.

Постановка задачи и подходы к решению обсуждались в работах [1–10], в которых рассматривался контакт ролика с упругим полупространством. В этих работах для расчета зоны контакта использовалось интегральное уравнение связи давления P и деформации δ:

$$\delta(x) = \int_{-\infty}^{\infty} P(x') K(x - x') dx', \qquad (1)$$

где $K(x-x') = K_1(x-x') + K_2(x-x')$ – суммарная функция податливости, характеризующая влияние давления в точке x' на прогиб в точке x; K_1 – функция податливости упругой пластины; K_2 – функция податливости ролика. В публикациях [2; 3] деформация ролика вообще не учитывалась ($K_2 = 0$), а вместо пластины рассматривалось упругое полупространство, для которого функция податливости K_1 имеет простой аналитический вид:

$$K(x-x') = \frac{2\left(1-m^2\right)}{\pi E} \mathrm{Ln}\left(\frac{2L}{|x-x'|}\right), \qquad (2)$$

где m и E – коэффициент Пуассона и модуль упругости материала. Однако в реальном случае контакта ролика с пластиной конечной толщины функция податливости зависит от геометрических характеристик, и ее поведение не описывается простой логарифмической формулой (2). В этом случае отсутствуют аналитические выражения для функции податливости и необходимо привлекать численные методы решения задачи. Целью данной работы является построение метода численного определения функций податливости контактирующих поверхностей для случая контакта ролика конечной длины с упругим телом конечной толщины при наличии смазки. Для выполнения расчетов привлекается известный вычислительный комплекс ANSYS.

Описание метода расчета. Предлагаемый метод расчета может использоваться для проектирования подшипников качения. Так как радиус ролика очень мал по сравнению с радиусом кольца, по которому он катится, то можно приближенно принять внешнее кольцо подшипника плоской пластиной [7]. Для иллюстрации метода рассмотрим контактное взаимодействие цилиндрического ролика с движущейся пластиной, покрытой слоем смазочного материала (рис. 1). Весь ход решения задачи разбиваем на три этапа.

На первом этапе определяем распределение давления в смазочном слое из решения уравнения Рейнольдса:

$$\frac{\partial}{\partial x}\left(h^3 \exp(-\alpha P) \frac{\partial P}{\partial x}\right) = 6\mu_0 V \left(\frac{\partial h}{\partial x}\right), \qquad (3)$$

где P – давление в смазочном слое; V – скорость движения пластины; μ_0 – динамическая вязкость масла при нормальном давлении; α – пьезокоэффициент давления [11]. Ось x ориентирована в направлении движения пластины.

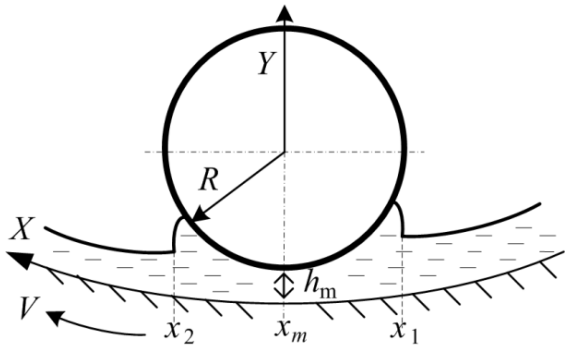


Рис. 1. Схема расположения ролика, пластины и слоя жидкого смазочного материала

Предполагая, что размер области контакта цилиндра и пластины мал по сравнению с радиусом ролика R, получаем следующее выражение для толщины слоя смазочного материала [2]:

$$h = h_m + (x - x_m)^2 / (2R), \qquad (4)$$

где h_m – минимальная толщина смазочного слоя; x_m – координата точки минимального зазора. Формула (4), в которой пока не учтены упругие деформации поверхности, используется для предварительного расчета давления в области контакта. Деформации будут учтены в дальнейшем при выполнении итераций, описанных в последнем разделе.

Граничные условия в рассматриваемом случае имеют следующий вид [1; 2]:

$$P(x_1) = P(x_2) = \frac{dP}{dx}(x_2) = 0, \qquad (5)$$

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

Для удобства решения задачи вводим безразмерные переменные:

$$\tilde{x} = (x - x_m) / (h_m R)^{1/2}, \quad q = P h_m^{3/2} / \left(6\mu V \sqrt{R}\right),$$
$$t = tV / (h_m R)^{1/2}.$$

После перехода к безразмерным переменным уравнение Рейнольдса (3) принимает более простой вид:

$$\frac{\partial}{\partial \tilde{x}}\left(H(\tilde{x})^3 \exp(-\tilde{\alpha} q) \frac{\partial q}{\partial \tilde{x}}\right) = \frac{\partial H(\tilde{x})}{\partial \tilde{x}}, \qquad (6)$$

где $H(\tilde{x}) = 1 + \tilde{x}^2 / 2$; $\tilde{\alpha} = 6\alpha\mu_0 V \sqrt{R} / h_m^{3/2}$.

Положения входной и выходной границ будем характеризовать безразмерными параметрами a и b:

$$a = \frac{(x_1 - x_m)}{(R h_m)^{1/2}}, \quad b = \frac{(x_2 - x_m)}{(R h_m)^{1/2}}.$$

Значение параметра a зависит от количества смазки. В случае обильной смазки полагают $a = -\infty$ [2–4].

Интегрируя уравнение (6) и используя нулевое граничное условие (5) для производной функции давления при $x = x_2$, получаем дифференциальное уравнение первого порядка:

$$\exp(-\tilde{\alpha}\, q)\frac{\partial q}{\partial \tilde{x}} = \frac{H(\tilde{x}) - H(b)}{H(\tilde{x})^3} = \frac{\left(\tilde{x}^2 - b^2\right)/2}{\left(1+\tilde{x}^2/2\right)^3}. \qquad (7)$$

В результате интегрирования уравнения (7) находим функцию, характеризующую распределение давления в смазочном слое и зависящую от параметра b:

$$\frac{1-\exp(-\tilde{\alpha}\, q(x))}{\tilde{\alpha}} = \left(\arctan\left(\frac{\tilde{x}}{\sqrt{2}}\right)+\frac{\pi}{2}\right)\frac{\sqrt{2}}{4}\left(1-\frac{3}{2}b^2\right) - \\ -\left(2+b^2\right)\left(\frac{\tilde{x}}{\left(2+\tilde{x}^2\right)^2}\right)+\left(\frac{\tilde{x}}{2+\tilde{x}^2}\right)\left(1-\frac{3}{2}b^2\right)\frac{1}{2}. \qquad (8)$$

Неизвестный параметр b определяем с помощью граничного условия $q(b) = 0$, из которого следует трансцендентное уравнение

$$\left(\arctan\left(\frac{b}{\sqrt{2}}\right)+\frac{\pi}{2}\right)\frac{\sqrt{2}}{4}\left(1-\frac{3}{2}b^2\right)-\left(2+b^2\right)\times \\ \times\left(\frac{b}{\left(2+b^2\right)^2}\right)+\left(\frac{b}{2+b^2}\right)\left(1-\frac{3}{2}b^2\right)\frac{1}{2}=0. \qquad (9)$$

Решая уравнение (9) численно методом Ньютона, находим значение искомого параметра: $b = 0{,}67155$. Подставляя найденное значение b в уравнение (8), получаем распределение давления в смазочном слое, удовлетворяющее всем граничным условиям.

На втором этапе найденное распределение давления используем для определения прогиба упругой поверхности, контактирующей с роликом, и деформации самого ролика. Для этого применяем программный комплекс ANSYS, основанный на методе конечных элементов [12]. В нем строится модель пластины и ролика, которые разбиваются сеткой на элементарные конечные элементы. При разбиении на элементы необходимо учитывать, что в зоне контакта сетка должна быть строго упорядоченной и достаточно мелкой для более точного расчета. На граничных узлах сетки в области контакта задается найденное на первом этапе распределение давления. Далее выполняется расчет в ANSYS, после которого снимаются показания прогибов контактирующих поверхностей, которые используются в дальнейшем для определения функции податливости.

На третьем этапе определяем функции прогибов на основе результатов расчета ANSYS и интегральной формулы (1). Для искомых функций податливости используем разложение Фурье следующего вида:

$$K(x) = \sum_{i=0}^{n}\left[M_i\cos\left(x\frac{2\pi}{l}i\right)+N_i\sin\left(x\frac{2\pi}{l}i\right)\right], \qquad (10)$$

где l – интервал изменения функции податливости (порядка длины контакта).

Подставляем выражение (10) в уравнение (1), умножаем поочередно на $\cos\left(x\frac{2\pi}{l}k\right)$ и $\sin\left(x\frac{2\pi}{l}k\right)$ и интегрируем от $-l/2$ до $l/2$. В результате получаем систему линейных алгебраических уравнений относительно неизвестных коэффициентов M_k и N_k:

$$M_k\int_{-l/2}^{l/2}P(x')\sin\left(k\frac{2\pi}{l}x'\right)dx' + \\ +N_k\int_{-l/2}^{l/2}P(x')\cos\left(k\frac{2\pi}{l}x'\right)dx' = \\ =\frac{2}{l}\int_{-l/2}^{l/2}\delta\sin\left(k\frac{2\pi}{l}x'\right)\cdot dx', \quad k\neq 0, \\ M_k\int_{-l/2}^{l/2}P(x')\cos\left(k\frac{2\pi}{l}x'\right)dx' - \\ -N_k\int_{-l/2}^{l/2}P(x')\sin\left(k\frac{2\pi}{l}x'\right)dx' = \\ =\frac{2}{l}\int_{-l/2}^{l/2}\delta\cos\left(k\frac{2\pi}{l}x'\right)\cdot dx', \quad k\neq 0; \\ M_0\int_{-l/2}^{l/2}P(x')dx' = \frac{1}{l}\int_{-l/2}^{l/2}\delta\cdot dx'. \qquad (11)$$

Решая систему линейных алгебраических уравнений (11), находим коэффициенты Фурье:

$$M_k = \frac{2}{l}\frac{X_kC_k+Y_kD_k}{X_k^2+Y_k^2},\ N_k = \frac{2}{l}\frac{Y_kC_k-X_kD_k}{X_k^2+Y_k^2},\ k\neq 0, \\ M_0 = \frac{1}{l}\frac{X_0C_0+Y_0D_0}{X_0^2+Y_0^2},\ N_k = \frac{1}{l}\frac{Y_0C_0-X_0D_0}{X_0^2+Y_0^2}, \qquad (12)$$

где

$$Y_k = \int_{-l/2}^{l/2}P(x)\cos\left(k\frac{2\pi}{l}x\right)\cdot dx,$$

$$X_k = \int_{-l/2}^{l/2}P(x)\sin\left(k\frac{2\pi}{l}x\right)\cdot dx,$$

$$C_k = \int_{-l/2}^{l/2}\delta(x)\sin\left(k\frac{2\pi}{l}x\right)\cdot dx,$$

$$D_k = \int_{-l/2}^{l/2}\delta(x)\cos\left(k\frac{2\pi}{l}x\right)\cdot dx.$$

Здесь функции $P(x)$ и $\delta(x)$ определяются сплайн-интерполяцией сеточных значений P_i и δ_i. Важно отметить, что при восстановлении функции податливости возникают шумы, связанные с влиянием мелкомасштабных погрешностей в исходных данных, полученных на основе расчета ANSYS. Чтобы устранить эти шумы, необходимо использовать специальную регуляризацию. Общая теория регуляризаций при решении интегральных уравнений описана в монографии [13]. Для подавления шумов вводим регуляризирующие множители вида $g_j = \frac{1}{1+\varepsilon\, j^4}$, где ε – малый параметр, подбираемый для уменьшения паразитных осцилляций. В этом случае выражения (12) принимают вид

$$\tilde{M}_k = \frac{2}{l}\frac{X_kC_k+Y_kD_k}{X_k^2+Y_k^2}g_k,\ \tilde{N}_k = \frac{2}{l}\frac{Y_kC_k-X_kD_k}{X_k^2+Y_k^2}g_k,\ k\neq 0;$$

$$\tilde{M}_0 = \frac{1}{l}\frac{X_0C_0 + Y_0D_0}{X_0^2 + Y_0^2}, \quad \tilde{N}_0 = \frac{1}{l}\frac{Y_0C_0 - X_0D_0}{X_0^2 + Y_0^2}. \qquad (13)$$

Подставляя найденные значения M_k и N_k из (13) в формулу (10), получаем сглаженную функцию податливости:

$$K(x) = \sum_{k=0}^{n}\left[\tilde{M}_k \cos\left(x\frac{2\pi}{l}k\right) + \tilde{N}_k \sin\left(x\frac{2\pi}{l}k\right)\right]. \qquad (14)$$

Формула (14) применима как для K_1 – функции податливости упругой пластины, так и для K_2 – функции податливости ролика. Функции K_1 и K_2 могут существенно отличаться в силу различий геометрических характеристик и свойств материалов пластины и ролика.

На последнем этапе используем найденную функцию податливости для уточненного расчета распределений давления и прогиба итерационным способом. Итерационная формула имеет вид

$$H_0(\tilde{x}) = 1 + \tilde{x}^2/2,$$

$$\delta_1^{(n)}(\tilde{x}) = A\int_a^b q_n(x')K_1(\beta(\tilde{x}-x'))dx',$$

$$\delta_2^{(n)}(\tilde{x}) = A\int_a^b q_n(x')K_2(\beta(\tilde{x}-x'))dx',$$

$$H_n(\tilde{x}) = 1 + \tilde{x}^2/2 + \delta_1^{(n-1)}(\tilde{x}) + \delta_2^{(n-1)}(\tilde{x}) =$$

$$= 1 + \tilde{x}^2/2 + A\int_a^b q_{n-1}(x')K_1(\beta(\tilde{x}-x'))dx' +$$

$$+ A\int_a^b q_{n-1}(x')K_2(\beta(\tilde{x}-x'))dx,$$

$$\frac{1-\exp(-\tilde{\alpha}q_n(x))}{\tilde{\alpha}} = \int_a^{\tilde{x}} \frac{H_n(x') - H_n(b)}{H_n(x')^3}dx', \qquad (15)$$

$$n = 0,\ 1,\ 2,\ 3..,$$

где n – номер итерации; $\beta = (R\ h_m)^{1/2}/L_y$; $A = 6\ \mu_0\ V\ R\ /h_m^2$ – коэффициенты, вычисляемые по заданным параметрам задачи; L_y – толщина пластины.

На нулевой итерации расчет давления в смазочном слое выполняется без учета прогиба упругого слоя. В процессе сходящихся итераций получаем самосогласованные распределения давления и прогиба в области контакта.

Иллюстрация метода на конкретном примере. Для расчетов использовались следующие числовые параметры: h_m = 0,00001 м, μ = 0,024 Па·с, V = 7 м/с, R = 0,005 м (за основу взят подшипник 32114 серии [14]). Для моделирования примем, что материалы пластины и ролика идентичны и имеют следующие механические свойства: $E = 2{,}1\cdot10^{11}$ Па – модуль упругости (сталь), m = 0,3 – коэффициент Пуассона.

Решая уравнение (9) численно методом Ньютона, находим b = 0,67155. Подставляя найденное значение b в уравнение (8), получаем распределение давления, показанное на рис. 2. Далее найденное распределение давления используем для определения прогибов упругой поверхности и ролика.

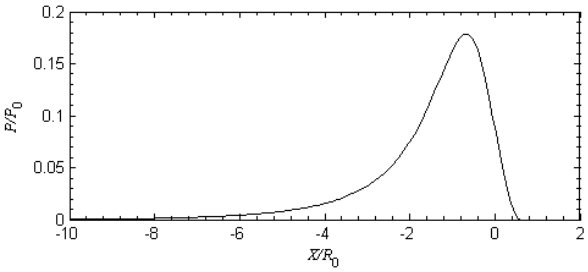


Рис. 2. Распределение безразмерного давления в смазочном слое при отсутствии упругих деформаций. Координата нормирована к характерному размеру зоны контакта $R_0 = (R\ h_m)^{1/2}$

В программном комплексе ANSYS для моделирования процесса контакта была построена расчетная модель упругой пластины (упругий параллелепипед размерами $L_x \times L_y \times L_z$ = 0,2 × 0,05 × 0,2 м). Вся расчетная область разбивалась на 40 элементов по длине, 10 элементов по высоте и 4 элемента по ширине (крупная сетка). В зоне действия нагрузки делалось дополнительное, более мелкое разбиение области на 90 ячеек вдоль пятна контакта для большей точности расчетов (рис. 3, *а*). Внутри упругого ролика (R = 0,005 м) расчетная область от R = 0 м, до R = 0,002 м разбивалась свободной сеткой, предложенной комплексом ANSYS. Область от R = 0,002 м, до R = 0,005 м разбита на 10 элементов. Расчетная область, за исключением пятна контакта, разбита на 40 элементов по длине окружности, а само пятно контакта дополнительно разбито на 90 элементов (рис. 3, *б*).

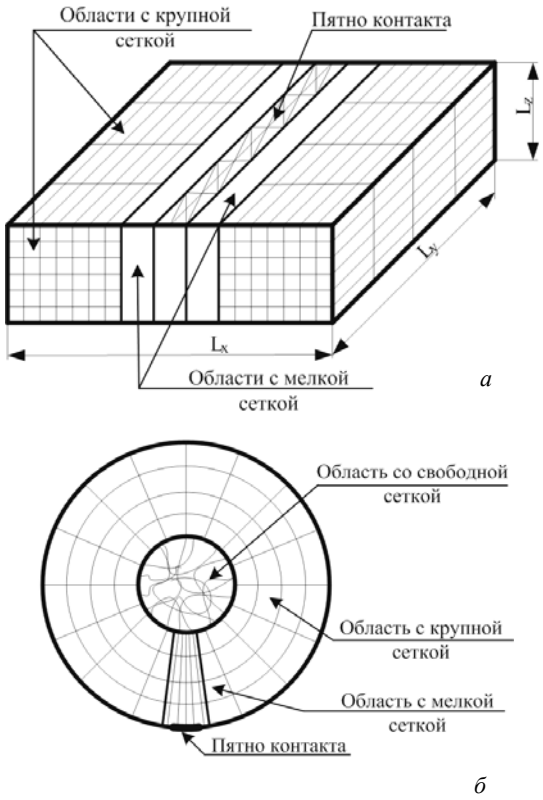


Рис. 3. Схема расчетной сетки, используемой в ANSYS: *а* – для упругой пластины; *б* – для упругого ролика

В качестве нагрузки задавалось давление, действующее на каждую ячейку сетки вдоль пятна контакта. Выполняя расчет ANSYS для заданного распределения давления (рис. 2), получаем значения деформаций ролика и пластины, показанные на рис. 4.

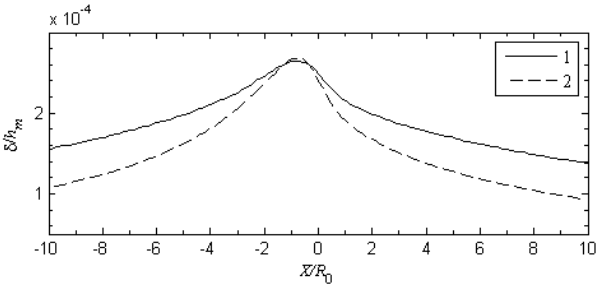


Рис. 4. Прогиб поверхности, полученный в результате моделирования в ANSYS: 1 – упругой пластины; 2 – упругого ролика

Используя найденное ранее распределение давления в слое и рассчитанные по программе ANSYS деформации, определяем из решения системы (12) коэффициенты Фурье.

Для сглаживания паразитных осцилляций вводим регуляризирующие множители. Осцилляции сильнее проявляются на краях и в меньшей степени – в центральной части области определения функции податливости. Поэтому в центральной части применяем множители g_{1k} с меньшим сглаживанием, а на периферии – множители g_{2k} с большим сглаживанием:

$$g_{1n} = \frac{1}{1+0,0002\,n^4}\,,\ g_{2n} = \frac{1}{1+0,0008\,n^4}\,. \qquad (16)$$

Подставляя найденные значения M_k и N_k с множителями (16) в формулу (14), получаем окончательное выражение функции податливости в виде

$$K(x) = \begin{cases} \sum_{k=0}^{n}\left[M_k g_{1k}\cos\left(x\frac{2\pi}{l}k\right) + N_k g_{1k}\sin\left(x\frac{2\pi}{l}k\right)\right], \\ |x/L| < 0,03; \\ \sum_{k=0}^{n}\left[M_k g_{2k}\cos\left(x\frac{2\pi}{l}k\right) + N_k g_{2k}\sin\left(x\frac{2\pi}{l}k\right)\right], \\ |x/L| \geq 0,03. \end{cases}$$

График найденных функций показан на рис. 5. Значения функций нормированы к их максимальным значениям: $K_{\max 1} = 3,267\cdot 10^{-15}$ Па$^{-1}$ для упругой пластины и $K_{\max 2} = 3,45\cdot 10^{-15}$ Па$^{-1}$ для упругого ролика. Пики функций податливости пластины и ролика очень близки по значениям. Это объясняется идентичностью механических свойств материалов ролика и пластины. При этом функция податливости пластины существенно медленнее спадает по сравнению с функцией податливости ролика, что связано с различием их геометрических параметров. Характер убывания функции податливости для ролика зависит от его радиуса, а для пластины – от её толщины.

Полученная формула (14) для функции податливости может применяться при любых распределениях давления в смазочном слое для заданных размеров пластины и ролика. Проверка данного метода выполнена в [15].

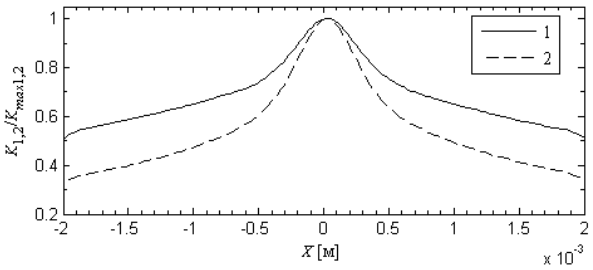


Рис. 5. График функций податливости:
1 – упругой пластины; 2 – упругого ролика

Далее включаем найденные функции податливости в общую итерационную схему для самосогласованного расчета давления и прогиба в зоне контакта. Сначала выполняем расчет для h_m = 0,000001 м. Результаты расчетов прогиба и давления представлены в таблице. Нулевая итерация не учитывает прогиб поверхности и поэтому дает наибольший пик давления. При следующих итерациях, учитывающих прогиб, пик давления заметно снижается. Как видно из таблицы, установившийся режим для данного случая наступает уже на третьем итерационном шаге. На дальнейших итерационных шагах относительные изменения максимального прогиба и давления очень малы (составляют сотые доли процента).

Таблица

Максимальные значения давления и прогиба для h_m = 0,000001 м

№ итерации	Давление $P\cdot 10^7$ Па	Прогиб $\delta\cdot 10^{-8}$ м		Нагрузка 10^3, Н
		Кольцо	Ролик	
0	1,33280	2,88508651	2,98079148	4,871
1	1,2209	2,715387	2,804656146	4,499
2	1,2272	2,725262225	2,8149000698	4,522
3	1,2268	2,7244631096	2,8140732702	4,52
4	1,2269	2,7250222903	2,8146484524	4,522
5	1,22687	2,7247243298	2,8143419046	4,521

Далее проводим серию вычислительных экспериментов, постепенно увеличивая давление за счет уменьшения минимального зазора. Так, выполняем расчеты для следующих значений минимального зазора h_m: 0,00000085, 0,00000065, 0,0000005, 0,00000037 и 0,00000025. Расчеты показали, что уменьшение параметра h_m (увеличение внешней нагрузки) приводит к некоторому замедлению сходимости процесса и увеличению числа итерационных шагов для достижения требуемой точности. На рис. 6 показана зависимость минимального зазора в смазочном слое от контактной нагрузки. Зависимость нагрузки от распределения контактного давления определяется следующим интегральным уравнением:

$$W = \int_{x_1}^{x_2} P(x)dx, \qquad (17)$$

где W – контактная нагрузка.

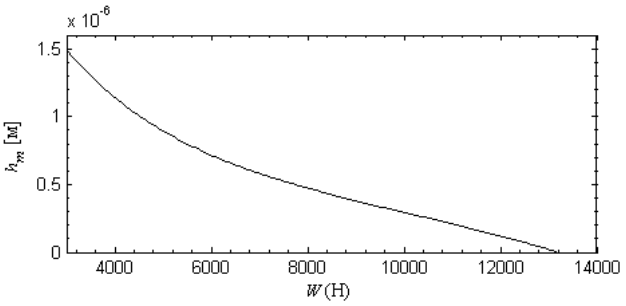


Рис. 6. Зависимость минимального зазора в смазочном слое h_m от контактной нагрузки W (17)

Заключение. Разработан подход к решению задачи упругогидродинамического контакта ролика с движущейся пластиной конечной толщины. На первом этапе на основе решения уравнения Рейнольдса выполняется предварительный расчет давления в смазочном слое без учета деформаций поверхности. Далее распределение этого давления задается в программе ANSYS для определения упругих деформаций пластины и ролика. В предположении линейной интегральной связи деформации и давления определяется функции податливости контактирующих тел. Найденные функции податливости не зависят от конкретного распределения давления в смазочном слое и используются для итерационного расчета характеристик смазочного слоя и деформаций поверхностей при различных нагрузках.

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. Физ.-мат. лит., 1990, 280 с.

3. Галахов М. А., Гусятников П. Б., Новиков А. П. Математические модели контактной гидродинамики. М. : Наука, 1985, 294 с.

4. Терентьев В. Ф., Еркаев Н. В., Докшанин С. Г. Трибонадежность подшипниковых узлов в присутствии модифицированных смазочных композиций. Новосибирск : Наука, 2003, 142 с.

5. Venner C. H., Lubrecht A. A. MultiLevel methods in lubrication. Amsterdam : Elsevier, 2000. P. 400.

6. Venner C. H. Multilevel solution of the EHL line and point contact problems / PhD thesis, University of Twente. Endschende, 1991.

7. Venner C. H., Lubrecht A. A. Numerical simulation of a transverse ridge in a circular EHL contact under rolling sliding // Trans. ASME J. Tribol. 1994. Pp. 751–761.

8. Anuradha P., Kumar P. EHL line contact central and minimum film thickness equations for lubricants with linear piezoviscous behavior // Tribol. 2011. Int. 44. Pp. 1257–1260.

9. Беспорточный А. И. Асимптотические режимы гидродинамического контакта упругого цилиндра и жесткого полупространства // Труды МФТИ. 2013. Т. 5, № 2. С. 4–12.

10. Беспорточный А. И. Режимы смазки контакта цилиндра с упругим покрытием и жесткого полупространства // Научный вестник МГТУ ГА. 2011. № 163. С. 138–143.

11. D'Agostino V., Petrone V., Senatore A. Effects of the lubricant piezo-viscous properties on EHL line and point contact problems // Tribol. Lett. 2013. Int 49. Pp. 385–396. DOI 10.1007/s11249-012-0079-5.

12. Любимов А. К. Применение системы ANSYS к решению задач механики сплошной среды. Нижний Новгород : Изд-во Нижегородского гос. ун-та. 2006. 227 с.

13. Тихонов А. Н. Арсенин В. Я. Методы решения некорректных задач. М. : Наука. 1979. 288 с.

14. Нарышкин В. Н., Коросташевский Р. В. Подшипники качения. Справочник-каталог. М. : Машиностроение, 1984. 280 с.

15. Иванов В. А., Еркаев Н. В. Моделирование контакта ролика с пластиной при наличии смазки // Технология машиностроения. 2014. № 6. С. 53–58.

References

1. Kodnir D. S. *Kontaktnaya gidrodinamika smazki detalei mashin* [Contact hydrodynamics of lubrication of machine parts]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1976, 304 p.

2. Galakhov M. A., Usov P. P. *Differentsialnie i integralnie uravneniay matematicheskoi teorii treniay* [Differential and integral equations of the mathematical model of the friction theory]. Moscow, Nauka ; Fiz.-Mat. Lit. Publ., 1990, 280 p.

3. Galakhov M. A., Gusaytnikov P. B., Novikov A. P. *Matematicheskie modeli kontaktnoi gidrodinamiki* [Mathematical models of contact hydrodynamics]. Moscow, Nauka Publ., 1985, 294 p.

4. Terentev V. F., Erkaev N. V., Dokshanin S. G. *Tribonadejnost podshipnikovikh uzlov v prisutstvii modifitsirovanikh smazochnikh kompozitsy* [Tribo-durability of bearing units in a presence of modified lubricant compositions]. Novosibirsk, Nauka Publ., 2003, 142 p.

5. Venner C. H., Lubrecht A. A. MultiLevel methods in lubrication. Amsterdam, Elsevier, 2000, 400 p.

6. Venner C. H. Multilevel solution of the EHL line and point contact problems. PhD thesis, University of Twente. Endschende, 1991.

7. Venner C. H., Lubrecht A. A. Numerical simulation of a transverse ridge in a circular EHL contact under rolling sliding. Trans. ASME J. Tribol 1994, p. 751–761.

8. Anuradha P., Kumar P. EHL line contact central and minimum film thickness equations for lubricants with linear piezoviscous behavior. Tribol 2011. Int. 44, p. 1257–1260.

9. Besportochnyy A. I. [Asymptotic regimes of hydrodynamic contact of an elastic cylinder and a rigid half-space]. *Trudy MFTI*. 2013. T. 5, № 2, p. 4–12 (In Russ.).

10. Besportochnyy A. I. [Regimes of lubrication of the cylinder covered by an elastic layer with a rigid half-space]. *Nauchnyy vestnik MGTU GA*. 2011, № 163, p. 138–143 (In Russ.).

11. D'AgostinoV., Petrone V., Senatore A. Effects of the lubricant piezo-viscous properties on EHL line and

point contact problems, Tribol Lett 2013, Int 49, p. 385–396. DOI 10.1007/s11249-012-0079-5.

12. Lubimov A. K. *Primenenie sistemi ANSYS k resheniy zadach mekhaniki sploshnoi sredi* [Use of ANSYS system to the solution of problems of mechanics of the continuous environment]. N. Novgorod, izd-vo Nizhegorodskogo gosuniversiteta, 2006, 227 p.

13. Tihonov A. N., Arsenin V. Ja. *Metody reshenija nekorrektnykh zadach* [Methods of the incorrect tasks solution]. Moscow, Nauka Publ., 1979, 288 p.

14. Naryshkin V. N., Korostashevskij R. V. *Podshipniki kachenija. Spravochnik-katalog.* [Rolling bearings. Reference book catalog]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1984, 280 p.

15. Ivanov V. A., Erkaev N. V. [Modeling of contact of a roller with a plate in a presence of lubricant]. *Tekhnologija mashinostroenija*. 2014, vol. 6, p. 53–58 (In Russ.).

© Иванов В. А., Еркаев Н. В., 2014

УДК 509.6

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 55–61

ЗАДАЧА КЛАССИФИКАЦИИ ЭЛЕКТРОННОЙ КОМПОНЕНТНОЙ БАЗЫ

Л. А. Казаковцев[1], В. И. Орлов[2], А. А. Ступина[1], И. С. Масич[1]

[1] Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
[2] ОАО «ИТЦ – НПО ПМ»
Российская Федерация, 662970, г. Железногорск Красноярского края, ул. Молодежная, 20
E-mail: saa55@rambler.ru

Комплектация бортовой аппаратуры космических аппаратов высоконадёжной электронной компонентной базой является одной из основных задач современной космической отрасли. В первую очередь следует предотвратить попадание в аппаратуру низкосортной фальсифицированной продукции, которая не удовлетворяет требованиям, предъявляемым к надёжности.

Рассматривается задача повышения качества отечественного производства электронных изделий. При изготовлении практически любой электронной схемы желательно использовать в ней электрорадиоизделия с одинаковыми характеристиками, что с наибольшей вероятностью достигается при использовании электрорадиоизделий, изготовленных в одной производственной партии. В случае если способ производства в точности не известен, едва ли не единственным доступным способом повысить качество элементной базы и, как следствие, всей системы является проведение комплексных испытаний поставляемых партий. Особенно актуальной данная проблема является при сборке узлов электронных систем космических аппаратов. Космический аппарат содержит от 100 до 200 тысяч электронных компонентов. К ним относятся микросхемы, транзисторы, диоды, конденсаторы, реле, кварцевые резонаторы, резисторы и т. д.

Бортовая аппаратура в космическом пространстве не подлежит ремонту, надежность такой аппаратуры должна быть максимально возможной. Требуемый уровень достигается за счёт многих факторов, одним из основных является применение высоконадёжной электронной компонентной базы.

Приведена постановка задачи выявления производственных партий электрорадиоизделий в поступающей от поставщика партии по результатам тестирования. Задача сводится к серии задач кластерного анализа, для решения которых применяется специальный генетический алгоритм.

Ключевые слова: электронные компоненты, классификация, производственные партии.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 55–61

PROBLEM OF ELECTRONIC COMPONENTS CLASSIFYING

L. A. Kazakovtsev[1], V. I. Orlov[2], A. A. Stupina[1], I. S. Masich [1]

[1] Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation
[2] TTC – NPO PM
20, Molodegnaya st., Jeleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662970, Russian Federation
E-mail: saa55@rambler.ru

Forming the on-board equipment of the space systems with fail-tolerant electronic devices is one of the most important problems of the modern space industry. The first issue is to supply the space industry companies with fake and low-quality production which does not correspond to the reliability requirements.

In this paper, authors consider the problem of improving quality of national production of electronic devices. In production of electronic units, using the electronic devices with equal values of characteristics is preferable. The equality of the characteristics is reached if a production lot of the electronic devices consists of devices produced as a single production batch. In the case when the production conditions are unknown, the only way of checking if the whole lot belongs to a single production batch and improving quality of electronic unit and the whole system is complex testing of the whole lot. This problem is the most actual and important for construction of electronic units of the space systems. The spacecraft contains approximately 100000–200000 electronic devices such as electronic chips, transistors, diodes, capacitors, relays, resistors etc.

On-board equipment in the space cannot be repaired. Thus, the reliability of such equipment must be maximal. Required reliability level can be reached via many various factors. One of the most important factors is to use the hi-reliability electronic devices.

In this article, authors propose a problem statement of learning the quantity of the production batches in a lot of the devices. This problem is solved as series of cluster analysis problems by special genetic algorithm.

Keywords: electronic components, classifying, production batches.

Введение. Качество электронной компонентной базы, применяемой при сборке различных электронных узлов, зачастую оставляет желать лучшего. Электронная компонентная база, выпускаемая производителями в США, подразделяется на классы качества (Commercial/Industry, Military, Space) [1; 2]. Проблема повышения качества отечественного производства электронных изделий высокого качества в последнее время становится наиболее актуальной [3–5]. От класса к классу (более высокому) стоимость изделий увеличивается на порядок. Независимо от класса продукции при изготовлении практически любой электронной схемы желательно использовать в ней электрорадиоизделия с близкими эксплуатационными характеристиками, что с наибольшей вероятностью достигается при использовании электрорадиоизделий, изготовленных в одной производственной партии. В идеале вся партия, например микросхем, должна быть выпущена в одних и тех же условиях из одной и той же партии сырья.

В то же время поставщики полупроводниковых и других приборов не всегда могут гарантировать однородность партии приборов. Особенно это актуально при использовании изделий импортного производства, доля которых близка к 100 % [5]. В этом случае едва ли не единственным доступным способом повысить качество элементной базы и, как следствие, всей системы является проведение комплексных испытаний поставляемых партий.

Одним из направлений повышения качества элементной базы является проверка партий отечественной продукции на однородность и выделение групп элементов с идентичными характеристиками из сборных (предположительно) партий импортного происхождения.

Метод классификации с использованием генетического алгоритма. Результатом испытаний, проводимых заводом-изготовителем или испытательным центром, является набор параметров каждого элемента. Результат каждого из видов испытаний является числовой характеристикой (чаще всего, напряжение или ток в той или иной цепи в тех или иных условиях). Сделать вывод об однородности либо разнородности партии изделий по условиям производства следует на основе анализа этих характеристик. Хотя к диапазону каждой из этих характеристик применяются жесткие требования, незначительные на первый взгляд колебания сразу нескольких характеристик позволяют сделать вывод о том, что части партии произведены в разных условиях.

Задача k-средних на сегодняшний день является наиболее распространенной моделью кластерного анализа [6]. В свою очередь, кластерный анализ – универсальный инструмент классификации и статистической обработки данных [7; 8]. Задачу k-средних можно отнести к задачам непрерывной теории размещения [9]. В действительности задача сводится к нахождению k точек (центров, центроидов) в d-мерном пространстве характеристик (здесь d – число измерений характеристик) таких, чтобы сумма расстояний от каждого из векторов данных до ближайшего к нему из k центров достигала минимума. В пространстве характеристик используется, как правило, квадратичная евклидова метрика, поскольку в данном случае нахождение центра каждого из кластеров является элементарной задачей, выполняемой за один шаг, и вычислительная сложность алгоритма падает по сравнению с алгоритмом с евклидовой метрикой, при которой вычисление центра (медианы) [10] – итеративный процесс [11; 12]. Векторами данных при этом являются наборы характеристик, в нашем случае – данные результатов испытаний каждого из изделий, выраженные в виде набора числовых характеристик различной (в общем случае) размерности. Задача является задачей глобального поиска [13].

Для решения данных задач используется ALA-алгоритм (Alternating Location-Allocation – изменяющееся размещение-распределение) [13]. Данный алгоритм является процедурой локального поиска, начинается с указания некоторого начального решения – начального множества центров, в качестве которого используется подмножество из k точек-векторов данных, и состоит в поочередном нахождении множеств векторов данных для каждого из центров, для которых данный центр является ближайшим, и нахождения нового центра для каждого из этих множеств. В случае задачи k-средних в качестве нового центра выбирается медиана множества, в случае p-медианной задачи новый центр является решением задачи Вебера [10], для чего используется итеративная процедура Вайсфельда [11] или более совершенные ее модификации [12]. Вследствие этого требуется гораздо больше вычислительных ресурсов.

В общем случае непрерывную задачу k-средних можно сформулировать следующим образом:

$$\arg\min_{X_1,\ \ldots,\ X_p \in R_1^d} \sum_{i=1}^{N} \min_{j \in \{\overline{1,k}\}} L\left(X_j, A_i\right), \qquad (1)$$

где $\{A_1, \ldots, A_N\}$ – множество известных точек – векторов данных в d-мерном пространстве; $X_1, \ldots, X_p$ – искомые точки (центры кластеров); $L(\,)$ – некоторая функция (метрика) расстояния.

В случае евклидовой метрики $L\left(X_j, A_i\right) = \sqrt{\sum_{k=1}^{d}\left(x_{j,k} - a_{i,k}\right)^2}$ мы имеем p-медианную задачу. Здесь $X_j = \left(x_{j,1}, \ldots, x_{j,k}\right)$ $\forall j = \overline{1,p}$, $A_i = \left(a_{i,1}, \ldots, a_{i,k}\right)$

$\forall i = \overline{1, N}$. В случае квадратичной евклидовой метрики $L\left(X_j, A_i\right) = \sum_{k=1}^{d} \left(x_{j,k} - a_{i,k}\right)^2$ при $w_i = 1 \forall i = \overline{1, N}$ мы имеем задачу k-средних.

Алгоритм 1. ALA-алгоритм.

Дано: начальные центры $X_1, ..., X_k \in \{A_1, ..., A_N\}$.

1. Для каждого вектора данных $A_i \in A_1, ..., A_N$ найти ближайший центр $C_i = \arg\min_{j=\overline{1,k}} L\left(A_i, X_j\right)$. Сформировать k множеств (кластеров) векторов данных, для которых каждый из k центров является ближайшим: $\tilde{N}_j^{clust} = \left\{i \in \left\{\overline{1, N}\right\} \mid C_i = j\right\}$.

2. Для каждого кластера $\tilde{N}_j^{clust}, j = \overline{1, k}$ рассчитать его центр X_j.

3. Если на шаге 2 значение хотя бы одного из центров поменялось, то перейти к шагу 1.

4. Иначе останов.

В случае задачи k-средних такой алгоритм называется стандартной процедурой k-средних (p-средних).

Для задачи k-средних нахождение нового центра кластера – весьма простая задача:

$$x_{j,k} = \sum_{i \in C_j^{clust}} a_{i,k} / \left|C_j^{clust}\right| \forall k = \overline{1, d}.$$

Здесь $\left|C_j^{clust}\right|$ – мощность множества.

В случае евклидовой метрики центр кластера является решением задачи Вебера [10], его приближенное значение может быть получено с использованием итеративной процедуры Вайсфелда [11; 12]. Для снижения вычислительных затрат на шаге 2 пересчитываются центры лишь тех кластеров, состав которых изменился на шаге 1.

Результат описанного алгоритма зависит от выбора начальных значений центров. Известная процедура k-means++ [14] имеет преимущество перед хаотическим выбором начальных центров, гарантируя точность результата $O(\log(p))$. Тем не менее такая точность может быть неприемлема для многих практически важных задач. В этом случае используются различные техники рекомбинации множеств начальных центров.

Существует множество подходов к оптимизации работы ALA-алгоритма, например сэмплинг [14] (решение задачи на случайным образом выбранной части данных и использование результата в качестве начального решения при решении полной задачи), различные потоковые алгоритмы для работы с большими объемами данных [15] и др.

Зависимость результатов ALA-алгоритма, как и любой процедуры локального поиска, от заданных начальных значений является серьезной проблемой также и с точки зрения воспроизводимости результатов работы алгоритма классификации: при разных запусках алгоритма, в зависимости от выбора начальных значений центров кластеров, одни и те же векторы данных могут относиться к различным кластерам (в терминологии классификации элементной базы – относиться к различным партиям) либо к одному и тому же кластеру (к одной производственной партии). Таким образом, требуется разработка алгоритма кластерного анализа, дающего стабильный результат. Иными словами, требуется повышение точности используемого оптимизационного алгоритма.

Превосходные результаты могут быть получены для задач кластерного анализа и классификации с использованием метода Information Bottleneck Clustering – метода «бутылочного горлышка» при кластеризации [16]. Работа данного алгоритма начинается с рассмотрения каждого из векторов данных как отдельного кластера. Затем из системы один за другим удаляются «лишние» кластеры, пока не останется требуемое количество. Каждый раз удаляется кластер, удаление которого дает наименьший прирост суммарного квадратичного расстояния от векторов данных до ближайшего из центров кластеров. Такие алгоритмы чрезвычайно медленные [16]. Некий компромисс представляют собой генетические алгоритмы с жадной эвристикой [17], изначально разработанные для решения p-медианной задачи на сети, в редакции, предложенной в работе [18], могут быть применены для решения непрерывных задач. Идею подхода можно изложить следующим образом [9].

Алгоритм 2. Генетический алгоритм с жадной эвристикой для p-медианной задачи.

Дано: Размер популяции N_p.

1. Сформировать (случайным образом или с использованием процедуры k-means++) N_p различных начальных решений $\chi_1, ..., \chi_{N_p} \subset \{\overline{1, N}\}$, $\left|\chi_i\right| = p \quad \forall i = \overline{1, N_p}$ – множеств индексов векторов данных мощности p, используемых в качестве исходных решений ALA-алгоритма. Для каждого из начальных решений оценить значение целевой функции $F_{fitness}(\chi)$, которое здесь и далее вычисляется алгоритмом 3, сохранить значения данной функции в переменных $f_1, ..., f_{N_k}$.

2. Если достигнуты условия останова, то останов. Решением является начальное решение χ_{i^*}, которому соответствует наименьшее значение f_i. Для нахождения окончательного решения запускается ALA-алгоритм (алгоритм 1).

3. Выбрать случайным образом два индекса $k_1, k_2 \in \{\overline{1, N}\}, k_1 \neq k_2$.

4. Получить промежуточное решение $\chi_c = \chi_{k_1} \cup \chi_{k_2}$.

5. Если $\left|\chi_c\right| > p$, то перейти к шагу 7.

6. Вычислить $j^* = \arg\min_{j \in \chi_c} F_{fitness}\left(\chi_c \setminus \{j\}\right)$. Исключить j^* из χ_c : $\chi_c = \chi_c \setminus \left\{j^*\right\}$. Перейти к шагу 5.

7. Если $\exists i \in \{\overline{1, N_p}\} : \chi_i = \chi_c$, то перейти к шагу 2.

8. Выбрать индекс $k_3 \in \{\overline{1, N_p}\}$. Выбираются случайным образом два индекса $k_4, k_5 \in \{\overline{1, N}\}$, если $f_{k_4} > f_{k_5}$, то $k_3 = k_4$, иначе $k_3 = k_5$.

9. Заменить χ_{k_3} и соответствующее значение целевой функции: $\chi_{k_3} = \chi_c$, $f_{k_3} = F_{fitness}(\chi_c)$. Перейти к шагу 2.

Определение значения целевой функции осуществляется при помощи алгоритма 3ю

Алгоритм 3. Вычисление целевой функции $F_{fitness}(\chi)$.

Дано: начальное решение χ.

1. Запустить алгоритм 1 с начальным множеством центров $\{A_i \mid i \in \chi\}$, получить множество центров $\{X_1, ..., X_p\}$.

2. Возвратить значение $F_{fitness}(\chi) = \sum_{i=1}^{N} w \min_{j \in \{1,p\}} L(X_j, A_i)$.

Шаг 4 алгоритма 2 порождает промежуточное решение – множество мощности до 2*p*, из которого последовательно исключаются (шаг 6) элементы до достижения мощности *p*. При этом на каждой такой итерации требуется количество вычислений функции $F_{fintess}$, соответствующее текущей мощности множества – промежуточного решения. В настоящей работе предлагается уменьшить количество центров в промежуточном решении, порождаемом на шаге 4. Одной из идей, применяемых для улучшения результата локального поиска, достигнутого ALA-алгоритмом, является замена части центров в решении на случайным образом выбранные векторы данных [18]. В нашем случае добавляем к начальному решению некоторое число элементов другого начального решения, а затем последовательно исключаем центры из начального решения, пока не останется *p* центров. Количество добавляемых центров выбирается случайным образом. Таким образом, шаг 4 алгоритма 2 приобретает следующий вид:

4.1. С помощью генератора случайных чисел выбрать целое $r \in \{\overline{1, p}\}$.

4.2. Из множества χ_{k_2} выбрать случайным образом подмножество $\overset{*}{\chi}_{k_2}$ мощности *r*.

4.3. Получить промежуточное решение $\chi_c = \chi_{k_1} \cup \overset{*}{\chi}_{k_2}$.

Результаты. В зависимости от класса электронного компонента и от конечного узла, в монтаже которого будет использован данный элемент, применяется различное количество тестов. Так, например, для микросхемы 1526ЛЕ5 были сняты показания 55 измерений, различающихся и размерностью, и измеряемой физической величиной.

Разработанные алгоритмы кластеризации были применены для классификации партий радиоэлектронных изделий по производственным партиям, различающимся условиями производства и, следовательно, характеристиками, измеряемыми при проведении неразрушающих испытаний. Кроме того, данные алгоритмы были применены и для определения количества партий в тестируемом множестве изделий.

Пространство результатов измерений нормируется [19].

Для визуализации результатов измерений и производимой с помощью разработанных алгоритмов классификации тестируемых радиоэлектронных изделий был применен метод MDS (Multi-Dimensional Scaling – многомерное масштабирование [16; 20]) и собственно средства визуализации ELKI [21] и GNUPlot. Данные программные разработки распространяются по лицензии GNU GPL с открытым исходным кодом, что делает их удобными для интеграции в сложные прикладные разработки.

Были использованы 10 сборных партий различных ЭРИ (диоды, стабилитроны, полевые транзисторы, микросхемы), каждая из которых содержала от одной до семи производственных партий, различающихся условиями изготовления. Объемы сборных партий – от 60 до 1250 единиц продукции.

Алгоритмы классификации были запущены для каждой из партий 10 раз с различными значениями параметра *k* (предполагаемое число кластеров-партий ЭРИ) от 1 до 10.

Результаты разбиения сборной партии микросхемы 1526ЛЕ2 на предполагаемые производственные партии для *k* от 1 до 4 показаны на рисунке. Результаты разбиения показаны в условном двумерном пространстве (результат процедуры MDS).

Визуально для микросхемы 1526ЛЕ5 можно различить 3 кластера, что соответствует фактически присутствовавшим в сборной партии (всего 825 единиц) экземплярам трех производственных партий.

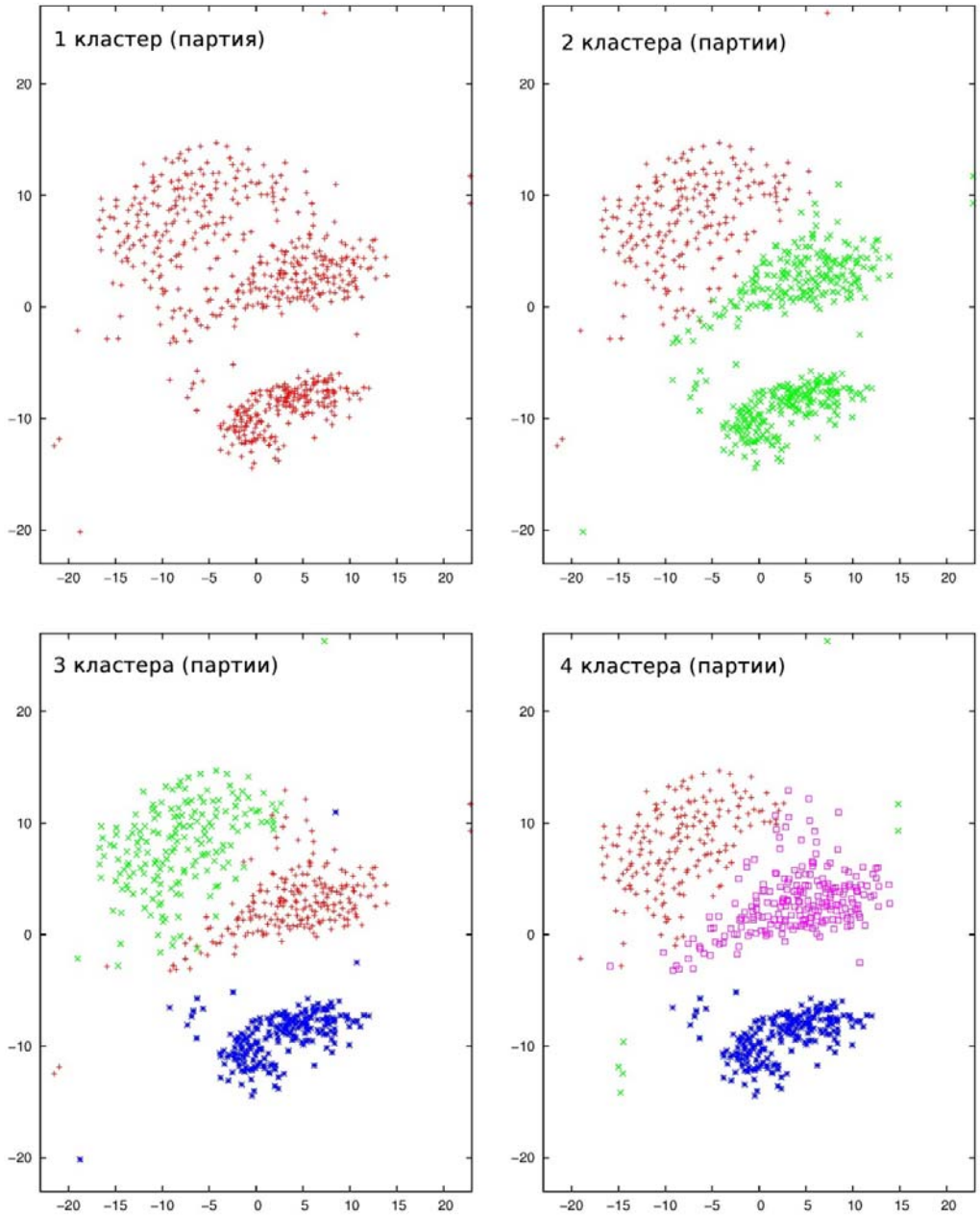
Результатом работы алгоритмов кластеризации является собственно соответствие номеров единиц продукции в сборной партии и номеров предполагаемых производственных партий, а также суммарный разброс параметров результатов измерений в нормированном пространстве, являющийся целевой функцией алгоритмов. Зависимость данного суммарного разброса от количества предполагаемых производственных партий (т. е. от количества кластеров *k*) сведены в табл. 1.

Из табл. 1 видно, что для изделия 1526ЛЕ5 значение целевой функции в первой партии изделий (825 единиц изделий) резко падает с ростом *k* до значения *k* = 4 (четыре производственных партии). Для второй партии (1132 изделия) такое поведение целевой функции не характерно вследствие того, что данная партия составлена из изделий лишь одной производственной партии. Все результаты получены за время, не превышающее 5 с (данное время было задано как условие останова алгоритма). Для сравнения: обработка данных той же первой партии изделия 1526ЛЕ5 из 825 единиц методом Information Bottleneck Clustering потребовала более 15 мин времени на машине с процессором Intel Xeon с тактовой частотой 2 ГГц при сравнимых по точности результатах. В табл. 2 приведены сравнительные результаты различных методов, примененных для классификации первой партии изделий. Новый алгоритм дает стабильные результаты (минимальный разброс значений) при высокой скорости выполнения расчета.

Таблица 1

Зависимость значения целевой функции (суммарного расстояния до центров кластеров) от числа предполагаемых производственных партий *k* изделия 1526ЛЕ5

k	Партия 1 (сборная)		Партия 2 (однородная)	
	$F_{fitness}(\chi)$	В % от предыдущего значения	$F_{fitness}(\chi)$	В % от предыдущего значения
1	84359	–	32984	–
2	53968	63,9 %	29355	89 %
3	37985	70,4 %	27110	92,3 %
4	27329	71,9 %	25320	93,4 %
5	21098	77,2 %	23927	94,5 %
6	19865	94,2 %	22754	95,1 %
7	18952	95,4 %	21821	95,9 %
8	18091	95,5 %	21035	96,4 %
9	17357	95,9 %	20425	97,1 %
10	17021	98,1 %	20078	98,3 %



Разбиение сборной партии микросхемы 1526ЛЕ5 на 1–4 кластера, представляющих предполагаемые производственные партии

Таблица 2

Сравнение результатов различных методов для первой партии изделия 1526ЛЕ5 при *k* = 4

Алгоритм	Число запусков	Время на 1 запуск, с	Среднее значение $F_{fitness}(\chi)$	Точность в сравнении с наилучшим известным значением	Лучшее значение $F_{fitness}(\chi)$	Наихудшее значение $F_{fitness}(\chi)$	Разброс значений, %
Information Bottleneck	1	972	27318,1	99,996 %	27317,1	27317,1	–
k-means++	30	5	27398,4	99,7 %	27316,9	27416,9	0,37 %
Новый алгоритм	30	5	27320,1	99,98 %	27316,9	27321,1	0,015 %

Заключение. Задача классификации поступающих партий электрорадиоизделий по производственным партиям с различными условиями производства на основе данных неразрушающих тестов может быть сведена к задаче кластерного анализа. Применение предложенного в настоящей работе генетического алгоритма с особой эвристикой позволяет решать подобные задачи, получая стабильный результат.

Библиографические ссылки

1. Hamiter L. The History of Space Quality EEE Parts in the United States // ESA Electronic Components Conference, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 12–16 Nov 1990, ESA SP-313 (March 1991).
2. High Efficiency Digital Cooler Electronics for Aerospace Applications / C. S. Kirkconnell [et al.] // Proc. SPIE 9070, Infrared Technology and Applications XL, 90702Q (June 24, 2014). DOI: 10.1117/ 12.2053075.
3. Федосов В. В., Орлов В. И. Минимально необходимый объем испытаний изделий микроэлектроники на этапе входного контроля // Изв. вузов. Приборостроение. 2011. Т. 54 (4). С. 68–62.
4. Харченко В. С., Юрченко Ю. Б. Анализ структур отказоустойчивых бортовых комплексов при использовании компонент Industry // Технология и конструирование в электронной аппаратуре. 2003. Вып. 2. С. 3–10.
5. Субботин В., Стешенко В. Проблемы обеспечения бортовой космической аппаратуры космических аппаратов электронной компонентной базой // Компоненты и технологии. 2011. Вып. 11. С. 10–12.
6. Tan P.-N., Steinbach M., Kumar V. Cluster Analysis: Basic Concepts and Algorithms, Chapter 8 / Introduction to Data Mining. Addison-Wesley, 2006. P. 487–567.
7. 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.
8. Масич И. С., Краева Е. М. Отбор закономерностей для построения решающего правила в логических алгоритмах распознавания // Системы управления и информационные технологии. 2013. Т. 51. Вып. 1.1. С. 170–173.
9. 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. Вып. 2(56). С. 31–34.
10. Weber A. Uber den Standort der Industrien, Erster Teil: Reine Theorie des Standortes. Tubingen, Mohr, 1922.
11. Weiszfeld E. Sur le point sur lequel la somme des distances de n points donnes est minimum // Tohoku Mathematical Journal. 1937. Vol. 43, No. 1. P. 335–386.
12. Drezner Z. The Fortified Weiszfeld Algorithm for Solving the Weber Problem // IMA Journal of Management Mathematics. 2013. Published online. DOI: 10.1093/imaman/dpt019.
13. Cooper L. Location-allocation problem // Oper. Res. 1963. Vol. 11. P. 331–343.
14. Mishra N., Oblinger D., Pitt L. Sublinear time approximate clustering // 12th SODA. 2001. P. 439–447.
15. StreamKM: A Clustering Algorithm for Data Streams / M. R. Ackermann [et al.] // J. Exp. Algorithmics. 2012. Vol. 17. Article 2.4 (May 2012). Published online. DOI: 10.1145/2133803.2184450.
16. Sun Zh., Fox G., Gu W., Li Zh. A parallel clustering method combined information bottleneck theory and centroid-based clustering // The Journal of Supercomputing. 2014, Vol. 69. Iss. 1. P. 452–467. DOI: 10.1007/s11227-014-1174-1.
17. Alp O., Erkut E., Drezner Z. An Efficient Genetic Algorithm for the p-Median Problem // Annals of Operations Research. 2003. Vol. 122 (1–4). P. 21–42.
18. Neema M. N., Maniruzzaman K. M., Ohgai A. New Genetic Algorithms Based Approaches to Continuous p-Median Problem // Netw. Spat. Econ. 2011. Vol. 11. P. 83–99. DOI: 10.1007/s11067-008-9084-5.
19. Callier F. M. Linear System Theory. New York : Springer-Verlag, 1991. ISBN 0-387-97573-X.
20. Borg J. F. Patrick. Modern Multidimensional Scaling: Theory and Applications. New York : Springer, 2005. P. 207–212.
21. Kriegel H.-P., Kröger P., Zimek A. Outlier Detection Techniques (Tutorial) // 13th Pacific-Asia Conference on Knowledge Discovery and Data Mining (PAKDD 2009). Bangkok, 2009. Retrieved 2010-03-26.

References

1. Hamiter L. The History of Space Quality EEE Parts in the United States//ESA Electronic Components Conference, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 12–16 Nov. 1990, ESA SP-313 (March 1991).
2. Kirkconnell C. S., Luong T. T., Shaw L.S. et al. High Efficiency Digital Cooler Electronics for Aerospace

Applications. *Proc. SPIE 9070, Infrared Technology and Applications XL*, 90702Q (June 24, 2014); doi:10.1117/12.2053075

3. Fedosov V. V., Orlov V. I. [Minimum necessary tests of microelectronic devices at a stage of input control]. *Izv. VUZov. Priborostroenie,* 2011, Vol. 54 (4), P. 68–62 (In Russ.).

4. Kharchenko V. S., Yurchenko Yu. B. [Analysis of structures of fail-safe onboard complexes when using the Industry components]. *Tekhnologiya i konstruirovanie v elektronnoi apparature*, 2003, Vol. 2, P. 3–10 (In Russ.).

5. Subbotin V., Steshenko V. [Problems of providing the onboard space equipment of spacecrafts with electronic component base]. *Komponenty i tekhnologii,* 2011, Vol. 11, P. 10–12 (In Russ.).

6. Tan P.-N., Steinbach M., Kumar V. Cluster Analysis: Basic Concepts and Algorithms, Chapter 8. Introduction to Data Mining, Addison-Wesley, 2006, P. 487–567.

7. MacQueen J. B. (1967) 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.

8. Masich I. S., Kraeva E. M. [Selection of the decision rule in logical recognition algorithms]. *Sistemy upravleniya i informatsionnye tekhnologii,* 2013, Vol. 51 (1.1), P. 170–173 (In Russ.).

9. Kazakovtsev L. A., Stupina A. A., Orlov V. I. [Odification of the Genetic Algorithm with Greedy Heuristic for continuous location and classifying problems]. *Sistemy upravleniya i informatsionnye tekhnologii*, 2014, No. 2(56), P. 31–34 (In Russ.).

10. Weber A. Uber den Standort der Industrien, Erster Teil: Reine Theorie des Standortes, 1922, Tubingen, Mohr.

11. Weiszfeld E. Sur le point sur lequel la somme des distances de n points donnes est minimum. *Tohoku Mathematical Journal*, 1937, Vol. 43, No. 1, P. 335–386.

12. Drezner Z. The Fortified Weiszfeld Algorithm for Solving the Weber Problem. *IMA Journal of Management Mathematics*, 2013, publ. online. DOI: 10.1093/imaman/dpt019.

13. Cooper L. Location-allocation problem. *Oper. Res*., 1963, Vol. 11, P. 331–343.

14. Mishra N., Oblinger D., Pitt L. Sublinear time approximate clustering. *12th SODA*, 2001, P. 439–447.

15. Ackermann M. R. et al. StreamKM: A Clustering Algorithm for Data Streams. *J. Exp. Algorithmics*, 2012, Vol. 17, Article 2.4 (May 2012), publ. online, DOI: 10.1145/2133803.2184450.

16. Sun Zh., Fox G., Gu W., Li Zh. A parallel clustering method combined information bottleneck theory and centroid-based clustering. *The Journal of Supercomputing*, 2014, Vol. 69, Is. 1, P. 452-467, DOI: 10.1007/s11227-014-1174-1.

17. Alp O., Erkut E., Drezner Z. An Efficient Genetic Algorithm for the p-Median Problem. *Annals of Operations Research*, 2003, Vol. 122 (1–4), P. 21–42.

18. Neema M. N., Maniruzzaman K.M., Ohgai A. New Genetic Algorithms Based Approaches to Continuous p-Median Problem. *Netw. Spat. Econ.,* 2011, Vol. 11, P. 83–99, DOI:10.1007/s11067-008-9084-5.

19. Callier, Frank M. (1991). *Linear System Theory*. New York: Springer-Verlag. ISBN 0-387-97573-X.

20. Borg J. F. Patrick. Modern Multidimensional Scaling:Theory and Applications. New York: Springer, 2005, P. 207–212.

21. Hans-Peter Kriegel, Peer Kröger, Arthur Zimek (2009). Outlier Detection Techniques (Tutorial). 13th Pacific-Asia Conference on Knowledge Discovery and Data Mining (PAKDD 2009) (Bangkok, Thailand). Retrieved 2010-03-26.

© Казаковцев Л. А., Орлов В. И.,
Ступина А. А., Масич И. С. 2014

УДК 658.5.012.7

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 62–73

ПРОБЛЕМЫ ПРОГРАММНОЙ РЕАЛИЗАЦИИ МУЛЬТИВЕРСИОННОЙ СРЕДЫ ИСПОЛНЕНИЯ АЛГОРИТМОВ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ В СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ

И. В. Ковалев

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: kovalev.fsu@mail.ru

Рассматривается проблема программной реализации мультиверсионной среды исполнения алгоритмов обработки данных в информационно-управляющих системах. Показана возможность использования существующих мультиверсионных моделей повышения надежности программного обеспечения для реализации среды исполнения алгоритмов обработки информации в системах управления. Разработанный программный инструментарий позволяет унифицировать применение мультиверсионного подхода к различным программным комплексам и, в отличие от существующих в настоящее время, исполнять модули не только с помощью методологии мультиверсионного программирования, но также с использованием наиболее распространенных мультиверсионных моделей: восстанавливающихся блоков, согласованных восстанавливающихся блоков, t/(n–1)–версионного программирования и мультиверсионного программирования с самопроверкой.

Ключевые слова: обработка информации, мультиверсионное программное обеспечение, система управления, отказоустойчивость.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 62–73

PROBLEMS OF SOFTWARE IMPLEMENTATION OF MULTIVERSIONED VIEWS RUNTIME OF ALGORITHMS FOR DATA PROCESSING IN CONTROL SYSTEMS

I. V. Kovalev

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation
E-mail: kovalev.fsu@mail.ru

The problem of software implementation multiversioned views runtime data processing algorithms in information and control systems is discussed. The possibility of using existing multiversioned views models to improve the reliability of the software (SOFTWARE) for implementing the runtime of algorithms for data processing in control systems is shown.

The determining element of multiversioned views of the system unit is a decision about the correctness or incorrectness of States multiverse. This unit shares the results (outputs) of multiple software versions on the "correct" and "incorrect". There are several methods of such separation. The most common of them are based on the classification outputs. The most promising of these techniques are voted by an absolute majority vote agreed upon by the majority, and fuzzy voting agreed upon by the majority. In the framework of suggested improvements to these techniques, namely, weighted voting agreed upon by the majority and fuzzy weighted voting agreed upon by the majority. Methods of this group are based on the comparison of the outputs of multiverse and placing identical of them in the same classes (subsets). However, in cases where calculations are not performed with integers, the determination of the identity of outputs is difficult. To resolve this problem, the notion of value equality: we will say that two numbers are equal if they differ by less than some acceptable deviation. These ratios do not require the properties of transitivity. In other words, if it is known that $|a\ b| < \varepsilon$ *and* $|b-c| < \varepsilon$*, then it does not follow that* $|a-c| < \varepsilon$*, where a, b and c is some number. A potential problem of the methods of this group is possible misclassification of outputs and, as a consequence of a wrong decision that, ultimately, can lead to failure of the control system.*

Thus, the problem of the software implementation of SMVI algorithms of information processing in control systems is the development of software tools to unify the application of multiversioned views of the approach to different software systems. This approach, unlike the present, allows you to execute the modules are not only using the methodology multiversioned views programming, but also using other common multiversioned views models: recovering blocks, agreed recovering blocks, t/(n-1)-version programmin multiversioned views and programming self-test.

Keywords: information processing, multiversioned views software, system management, fault tolerance.

Несмотря на то, что концепция отказоустойчивых вычислений существует уже достаточно давно [1–5], до недавних пор прерогатива отказоустойчивости оставалось за проектировщиками аппаратной части. Аппаратные структуры разрабатываются так, чтобы они могли сохранять работоспособность и соответствовать заданным показателям даже при возникновении отказов, как случайных, так и повторяющихся [6–8]. Однако отказы аппаратных компонентов являются только одним из источников ненадежности компьютерных систем, который существенно теряет свою значимость как способ повышения надежности по мере увеличения размеров и сложности программных компонентов. Использование аппаратных методов отказоустойчивости предполагает отсутствие ошибок в выбранной модели обеспечения надежности, а применяемые меры исключают только отказы компонент, а не ошибки самой модели. Основная причина этого заключается в том, что очень сложно определить причину возникновения отказа на уровне аппаратной части. Следовательно, очень сложно разработать эффективную модель. Программные отказы, напротив, всегда являются следствием несоответствия модели, и их частота напрямую зависит от логической сложности программной модели [9–11].

Модели повышения надежности главным образом связаны с введением избыточности в систему [12–14]. Поэтому до недавнего времени улучшение программной составляющей критичных по надежности систем управления существенно ограничивалось вычислительными ресурсами применяемых вычислительных устройств. Однако сейчас развитие техники достигло того уровня, когда вычислительная мощность выпускаемых микропроцессоров значительно превосходит требования отдельных задач. Поэтому одной из основных задач разработчиков программного обеспечения (ПО) становится создание таких алгоритмов разработки программных систем, которые обеспечивали бы устойчивость системы к программным и аппаратным сбоям [15]. В связи с этим возникает техническая проблема, заключающаяся в создании программных средств разработки отказоустойчивого программного обеспечения. Это требует развития процедур проектирования отказоустойчивого программного комплекса систем управления, что является актуальной научной проблемой.

Известны работы, в которых объектом исследования является программный комплекс критичной по надежности системы управления и обработки информации, а предметом исследования – среда исполнения программного комплекса этой системы [16–22]. Причем целью данных исследований является повышение отказоустойчивости среды исполнения программных комплексов систем управления за счет применения мультиверсионных моделей [23–27].

Рассмотрим проблемы применения методологии проектирования отказоустойчивого программного обеспечения для повышения качества работы алгоритмов в системах управления и обработки информации. Для решения основных задач программной реализации мультиверсионной среды исполнения алгоритмов управления и обработки информации требуется разработать программную систему, представляющую собой инструментарий, который позволяет с минимальными временными затратами повысить отказоустойчивость систем управления при решении каждой конкретной задачи. Данный программный инструментарий должен представлять собой универсальную среду мультиверсионного исполнения (СМВИ) модулей программного комплекса. Для это необходимо также оценить эффективность различных моделей проектирования отказоустойчивого программного обеспечения [28–33] и алгоритмов мультиверсионного голосования [27; 34–37].

Анализ требований к среде мультиверсионного исполнения. В рамках решаемых данным исследованием задач предъявляются следующие требования к разрабатываемой системе: простота, надежность, производительность, компактность и универсальность.

Простота включает в себя такие требования к СМВИ, как отсутствие избыточных компонентов, четкое разделение функций между модулями и легкость применения системы исполнения под конкретную задачу. Сложность и излишняя разветвленность структуры не только снижают производительность, но также увеличивают вероятность ошибки в самой среде. Удовлетворение этих требований также позволяет снизить материальные и временные затраты на внедрение системы в производственный процесс.

Производительность, в свою очередь, складывается из таких факторов, как отсутствие избыточных связей между структурными компонентами системы и минимальные потери процессорного времени, затрачиваемые на работу внутренних алгоритмов самой системы исполнения [3; 6; 35; 38–40]. Эта группа требований является одной из самых главных, потому что обеспечивает реальность времени исполнения программных модулей систем управления, основанных на принципах мультиверсионного программирования [33; 35]. Это очень важно, так как чем меньше времени потребляет СМВИ, тем больше его остается программным модулям, выполняющим математический расчет. А мультиверсии требуют больших процессорных мощностей как за счет собственной сложности, так и за счет количества мультиверсий. Чтобы удовлетворить данные требования, необходимо хорошо проработать программную модель системы и, по возможности, сократить число циклов и разветвлений.

Компактность *среды* означает низкое количество потребляемой памяти. В свою очередь, требуемый размер памяти складывается из памяти, занимаемой самим кодом среды мультиверсионного исполнения, и рабочей памяти (или памяти, требуемой для хранения внутренних данных). Это обеспечивается за счет оптимизации всех циклов и разветвлений исходного кода программы, осуществляемой как на этапе разработки программной модели системы, так и после этапа тестирования и отладки.

Под надежностью среды мультиверсионного исполнения программных модулей понимается способность своевременно выдавать корректный результат вычислений [41; 42]. Эта способность зависит от таких факторов, как:

– отсутствие каких-либо ошибок в программном коде самой среды;

– устойчивость СМВИ к ошибкам и отказам модулей;

– корректная обработка любых ошибочных ситуаций (например, когда невозможно принять решение, возникновение внутренней ошибки системы, нехватка ресурсов и т. д.).

Следствием недостаточной надежности могут быть ситуации, связанные с выдачей неверного результата решающим алгоритмом, что может привести к краху всей системы. Удовлетворение требованиям надежности осуществляется за счет избыточности кода для обработки всех ошибочных ситуаций (там, где они могут возникнуть) и повышения уровня инкапсуляции и скрытия данных.

Под универсальностью понимается способность создаваемой среды мультиверсионного исполнения программных модулей исполняться на различных компьютерных системах, а также способностью СМВИ работать с различными типами входных и выходных данных. Для этого требуется, в первую очередь, чтобы программа распространялась не в виде готовых исполняемых модулей, а в виде наборов исходных кодов. Это позволит компилировать программу под конкретную платформу в каждом конкретном случае. Второе требование заключается в том, что все обращения к системным функциям должны быть вынесены в отдельный модуль. Третьим требованием является отсутствие привязки функций СМВИ к внутренней структуре входных, выходных и промежуточных данных мультиверсий. Иными словами, среда должна воспринимать эти данные как буфер определенного размера, лишь передавая его от модуля к модулю, не извлекая из него никаких данных и не производя в нем никаких изменений. Эти требования позволяют значительно расширить область применимости создаваемой среды.

Резюмируя вышеизложенное, можно изобразить все требования так, как представлено на рис. 1.

Анализ возможностей применения мультиверсионной методологии к системе управления. Идея мультиверсионных методологий заключается во введении программной избыточности за счет использования нескольких различных программных модулей, эквивалентных по функциональному назначению, но не являющихся отказоустойчивыми. Во всех модулях системы управления (СУ) могут возникать ошибки, но для упрощения понимания рассмотрим случай только для модуля обработки данных, так как применение мультиверсионной методологии к модулям ввода и вывода будет происходить аналогично. Для организации работы обработки данных несколькими методами создадим внутри системы управления среду мультиверсионного исполнения программных модулей. Эта среда будет исполнять все варианты алгоритмов обработки данных на основе выбранной мультиверсионной методологии и выдавать согласованный результат. Тогда структура системы управления будет выглядеть так, как изображено на рис. 2.

Фактически СМВИ представляет собой мультиверсионную систему управления, к которой подключаются модули ввода/вывода для осуществления связи с объектом управления, т. е. является ядром СУ.

Выбор способа реализации программных модулей и их взаимодействия со средой исполнения. Итак, рассмотрев содержание структуры СУ, можно перейти к более сложному вопросу: определение типов связей между модулями системы. Для этого попробуем определить, в каких модулях может произойти непредвиденный отказ, последствия которого нужно предотвратить.

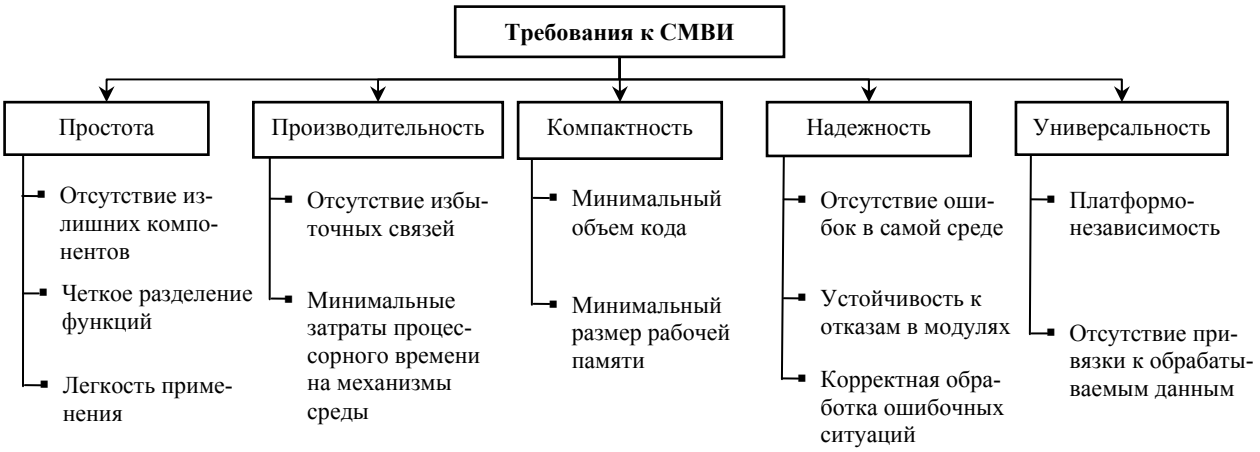


Рис. 1. Требования к разрабатываемому программному комплексу

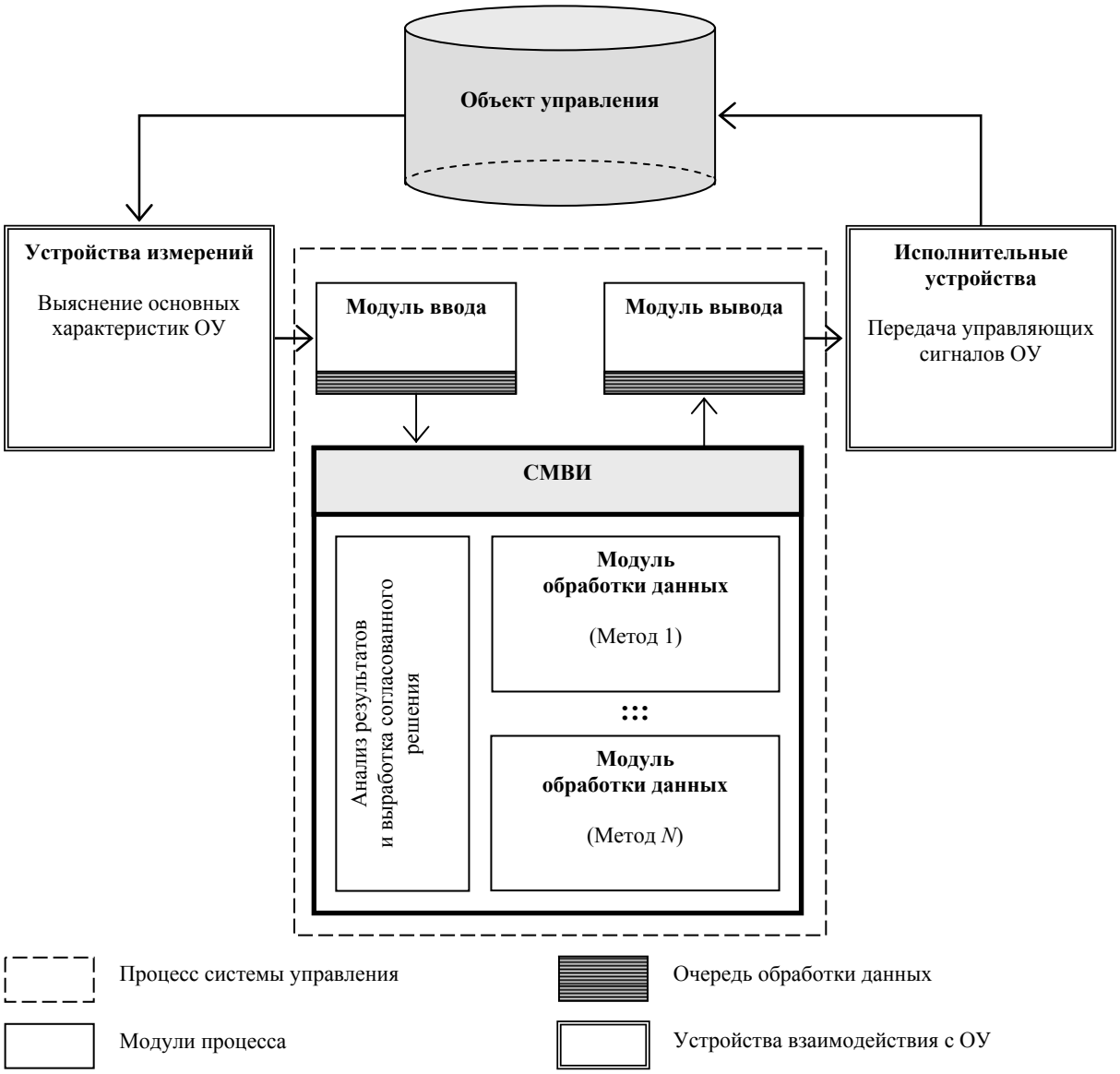


Рис. 2. Модель мультиверсионной системы управления с несколькими модулями обработки данных

Данные проекта загружаются в начале работы СУ, и (при необходимости) сохраняются при завершении – отказ при хорошей отладке произойти не может. Отказ исполнительного устройства (ИУ) или устройства измерений (УИ) в любом случае приведет к искажению данных и, как следствие, к отказу всей системы, поэтому обеспечить надежность универсальными программными средствами здесь невозможно. Модуль сравнения двух результатов содержит достаточно простой алгоритм, и простым тестированием этого модуля можно свести вероятность отказа в нем к нулю. Следовательно, связь этих модулей со средой исполнения можно реализовать через статическую компоновку или статические или динамические библиотеки. Таким образом, единственное «слабое звено» нашей системы – это мультиверсии [43], так как в них производятся сложные вычислительные операции. Здесь возможно несколько вариантов взаимодействия со средой (ниже они представлены в порядке возрастания потребности в памяти).

Статическая компоновка – из исходных кодов либо с использованием статических библиотек. Проект программной системы выглядит как набор исходных текстов (либо объектных кодов) СМВИ, в который требуется поместить под строго заданными именами исходные тексты (либо объектные коды) мультиверсий, ИУ, УИ, а также модуль сравнения двух результатов. После этого вызывается *makefile* – файл сборки проекта (в данном случае, хранящий данные проекта), и получается исполняемый модуль, готовый к исполнению.

Преимущества статической компоновки следующие.

1. Простые механизмы взаимодействия между модулями. Обращение к функции модуля является простым вызовом функции. Это позволяет снизить объем кода, а следовательно, и количество возмож-

ных ошибок. К тому же это самый быстрый из всех вариантов взаимодействия.

2. Эта модель обладает самой большой производительностью и самой низкой потребностью в памяти.

3. Данная модель требует от ОС (либо эмулирующего ее модуля) только наличия функций поддержки многопотоковости и объектов синхронизации.

К недостаткам отнесем следующее:

1. Общий процесс для всех модулей. Одно необработанное исключение в любом модуле приведет к отказу процесса, а следовательно, и всей системы управления.

2. Общее адресное пространство у версий и среды исполнения. При «зависании» одной из версий, СМВИ вынуждена будет ее перезапустить, т. е. удалить старый поток и создать его заново. Из-за общего адресного пространства операционная система (ОС) заблокирует весь процесс на время удаления потока (что может продлиться от миллисекунд до нескольких секунд), что может оказаться катастрофичным для объекта управления.

3. Накапливаемые утечки памяти. При перезапуске версии неизбежно будут возникать утечки памяти, которые могут привести к неработоспособности (либо отказу) как среды исполнения, так и перезапущенных версий. Бороться с ними можно, либо создав в СМВИ общие механизмы выделения и освобождения памяти и обязать использовать их мультиверсии (что несколько снизит производительность), либо использовать статическую память (что не всегда возможно).

4. Для внесения изменений в любую часть системы необходимо перекомпилировать всю систему и заново производить сборку проекта.

При компоновке с использованием динамических библиотек среда мультиверсионного исполнения представлена исполняемым модулем. Файлы с ИУ, УИ, версиями, модулем сравнения двух результатов и файл проекта выполнены в виде динамических библиотек со строго заданными в файле проекта именами. Для запуска такого проекта достаточно поместить все файлы в одну папку и запустить исполняемый модуль.

Преимущества при компоновке с использованием динамических библиотек:

– простые механизмы взаимодействия между модулями;

– данная модель не требует от ОС (либо эмулирующего ее модуля) наличия функций поддержки многопотоковости и объектов синхронизации.

Недостатки подхода:

– общий процесс для всех модулей;

– общее адресное пространство у версий и среды исполнения;

– накапливаемые утечки памяти.

В случае, когда компоненты выполнены в отдельных исполняемых модулях, для запуска проекта необходимо запустить все эти модули. Делать это вручную нецелесообразно, так как это ставит производительность среды в зависимость от оператора. Поэтому следует создать специальные программы-агенты, следящие за запуском всех модулей и перезапускающие их при необходимости. При использовании такой модели для исполнения всех модулей на одном компьютере агенты могут быть встроены в среду исполнения через дополнительный код в файле проекта. Но при сетевом распределении модулей встроить агентов в среду будет сложно, потому что возникнут трудности с отслеживанием состояния процесса на удаленной машине и его удаленного перезапуска.

Данную модель можно разделить на две, отличающиеся видом взаимодействия между исполняемыми модулями. Взаимодействие через общие участки памяти (например, файлы) обладает рядом преимуществ:

– нет утечек памяти при рестарте потоков;

– утечки памяти некатастрофичны;

– необработанное исключение приведет только к отказу одного модуля и, следовательно, безопасно для системы в целом.

Недостатки, характерные для данной модели, следующие:

1. Усложнение модулей с целью обеспечения синхронизации доступа к общим участкам памяти и, как следствие, возможное снижение надежности. К тому же могут возникнуть ситуации, способные привести к отказу системы. Например, отказ одного из модулей в момент передачи данных: помещенные в память данные некорректны из-за удаления процесса с модулем, последний уже никогда не сможет сообщить о завершении операции передачи данных среде, а среда не сможет определить, что ОС уничтожила модуль из-за отказа, полагая, что тот производит передачу данных. Именно такие ситуации невозможно предусмотреть, а по статистике более 90 % сбоев и отказов программ связано с некорректной работой памяти.

2. Необходимо написание специальных программ-агентов для рестарта модулей.

3. Данная модель компоновки модулей применима, только если ОС (либо эмулирующий ее модуль) поддерживает динамическое подключение библиотек.

Когда компоненты выполнены в отдельных исполняемых модулях и взаимодействие организовано через сетевой протокол, указанный подход также обладает рядом преимуществ:

– нет утечек памяти при рестарте потоков;

– утечки памяти некатастрофичны;

– необработанное исключение приведет только к отказу одного модуля и безопасно для системы в целом;

– возможность распределения вычислений по сети.

Однако это не исключает запуск и выполнение всех модулей на одной ЭВМ: современные сетевые протоколы позволяют производить соединение с самим собой, что нередко используется при разработке различного ПО.

К недостаткам можно отнести:

– необходимость написания специальных программ-агентов для рестарта модулей;

– возможность применения данной модели компоновки модулей только для ОС (либо эмулирующих ее модулей), поддерживающих работу с сетевыми протоколами.

В ряде работ [22–26; 44–46] были реализованы все рассмотренные варианты взаимодействия модулей со средой исполнения. Важно, что при сборке своего собственного проекта можно указать любой из них через директивы компилятора.

Конструирование программной модели. На основе представленной выше функциональной структуры системы мультиверсионного исполнения программных модулей рассмотрим ее программную модель [32]. Для этого распределим функциональные блоки по C++ классам. Тогда программная модель будет выглядеть так, как показано в таблице. Данная модель классов позволяет программно реализовать все рассмотренные ранее модели взаимодействия программных модулей со средой исполнения. При статической компоновке объекты CAlgModule, CInput, COutput, CComparator хранятся в виде исходных кодов либо в статических библиотеках, встраиваемых в исполняемый модуль на этапе компиляции.

При компоновке с использованием динамических библиотек CProject загружает внешние библиотеки с требуемыми объектами. Возможен вариант, когда некоторые объекты (например, CInput и COutput) вставляются в проект статически, а остальные – динамически. Для этого необходимо в зависимости от конкретной задачи указать эти сведения в конструкторе объекта CProject. При этом компоненты выполнены в виде отдельных исполняемых модулей. И в этом случае в проект встраиваются вместо самих объектов модули взаимодействия с ними, а сами объекты через программы-агенты исполняются в виде отдельного процесса. Их взаимодействие реализуется посредством сетевого протокола либо общих участков памяти.

Реализация общих алгоритмов функционирования среды исполнения. При реализации среды мультиверсионного исполнения существует два момента, которым стоит уделить особое внимание: общий алгоритм функционирования СМВИ и алгоритм синхронизации потоков (одновременного запуска всех мультиверсий). От первого зависит внутренняя структура методов и, как следствие, показатели надежности и производительности. Второй является решающим в определении устойчивости поведения системы при критических нагрузках процессора.

При разработке общего алгоритма функционирования следует особое внимание уделить корректной обработке потенциальных ошибок – выделить этапы, которые могут привести к отказу всей системы. Каждый блок представляет собой комплекс мер, реализуемых различными модулями системы.

Алгоритм синхронизации потоков системы составлен на основе теории разработки мультизадачных систем [8; 47]. Он использует автоматически сбрасывающиеся сигнальные объекты и функции ожидания сигнала, предоставляемые всеми современными операционными системами.

Разработанные алгоритмы приведены на рис. 3 и 4.

Структура классов, образующих программную модель СМВИ

Класс	Функции
CProject	Класс проекта. Этот класс переопределяется при конструировании системы для задания конкретных функций и характеристик системы: – объект ввода данных; – размер структуры входных данных; – объект вывода данных; – размер структуры выходных данных; – количество алгоритмических модулей; – объекты алгоритмических модулей; – объект сравнения двух результатов; – размер структуры состояния одного модуля. Все остальные классы СМВИ на этапе своей инициализации используют эту информацию
CNVPEE	Основной объект, он конструирует всю систему и осуществляет связь между объектами CProject, CStatistics и CManager
CStatistics	Этот объект хранит статистику процесса выполнения расчета, рассчитывает и выдает по требованию других классов вероятность ошибочного результата конкретной версии
CManager	Играет роль диспетчера всей системы: подготавливает к работе, согласует функционирование всех остальных модулей
CInput	Отвечает за ввод данных, т. е. считывает показания устройств измерения
CLauncher	Осуществляет пошаговое выполнение расчета версий, помещение их состояний в статистику и корректирует неверные состояния версий по результатам блока решения
CAlgModule	Алгоритмический модуль (АМ). Исполняет роль версии расчета
CDecision	Блок решения. На данном этапе разработки решение принимается простым голосованием без памяти: самая большая группа равных состояний – истинна, а все остальные – ошибочны, независимо от того, как часто каждая версия возвращает ошибочный результат
CComparator	Сравнение двух состояний
COutput	Отвечает за вывод данных, т. е. за передачу результатов расчета исполнительным механизмам

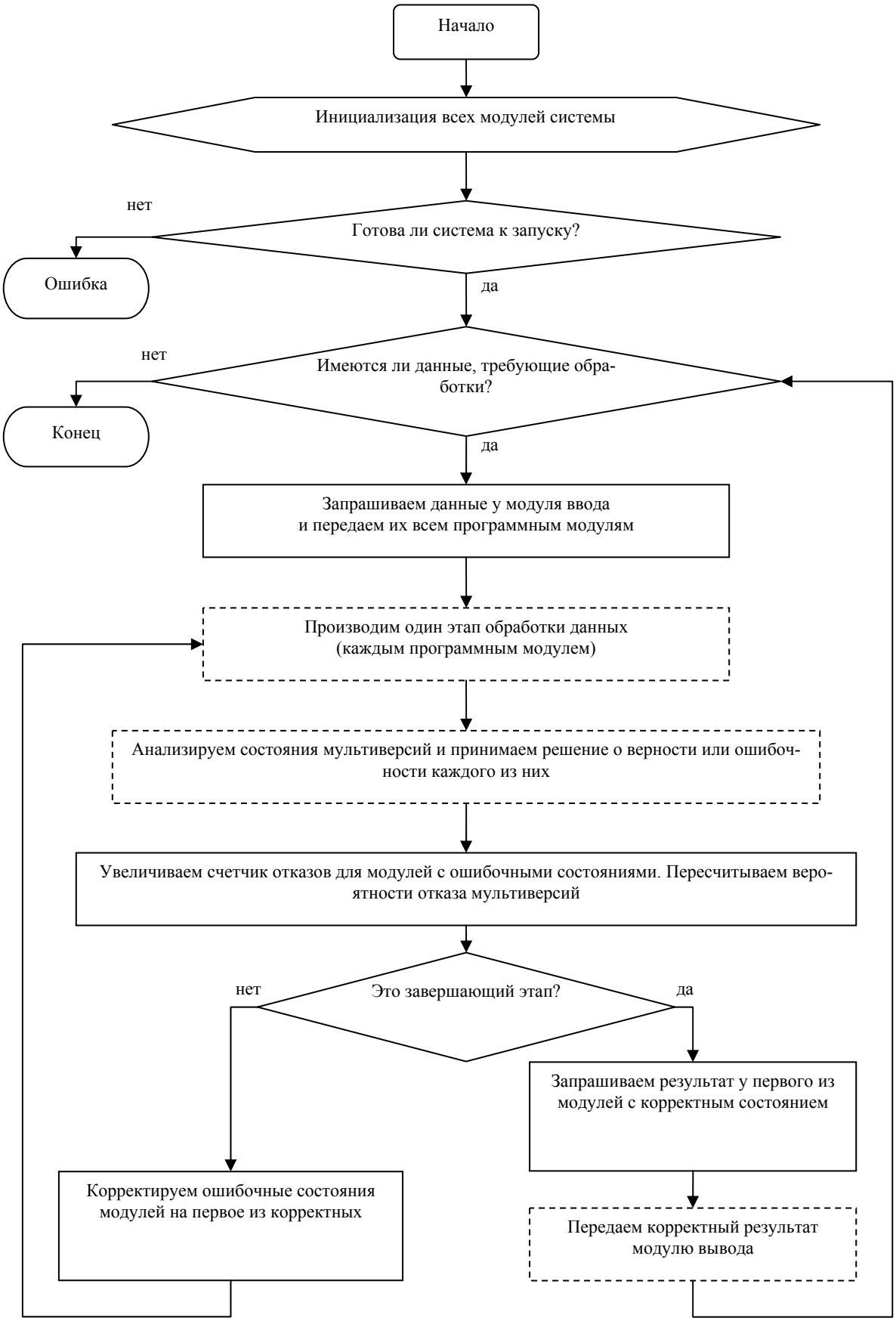


Рис. 3. Общий алгоритм функционирования СМВИ
(у блоков, выделенных пунктиром, имеется обработчик ошибочных ситуаций)

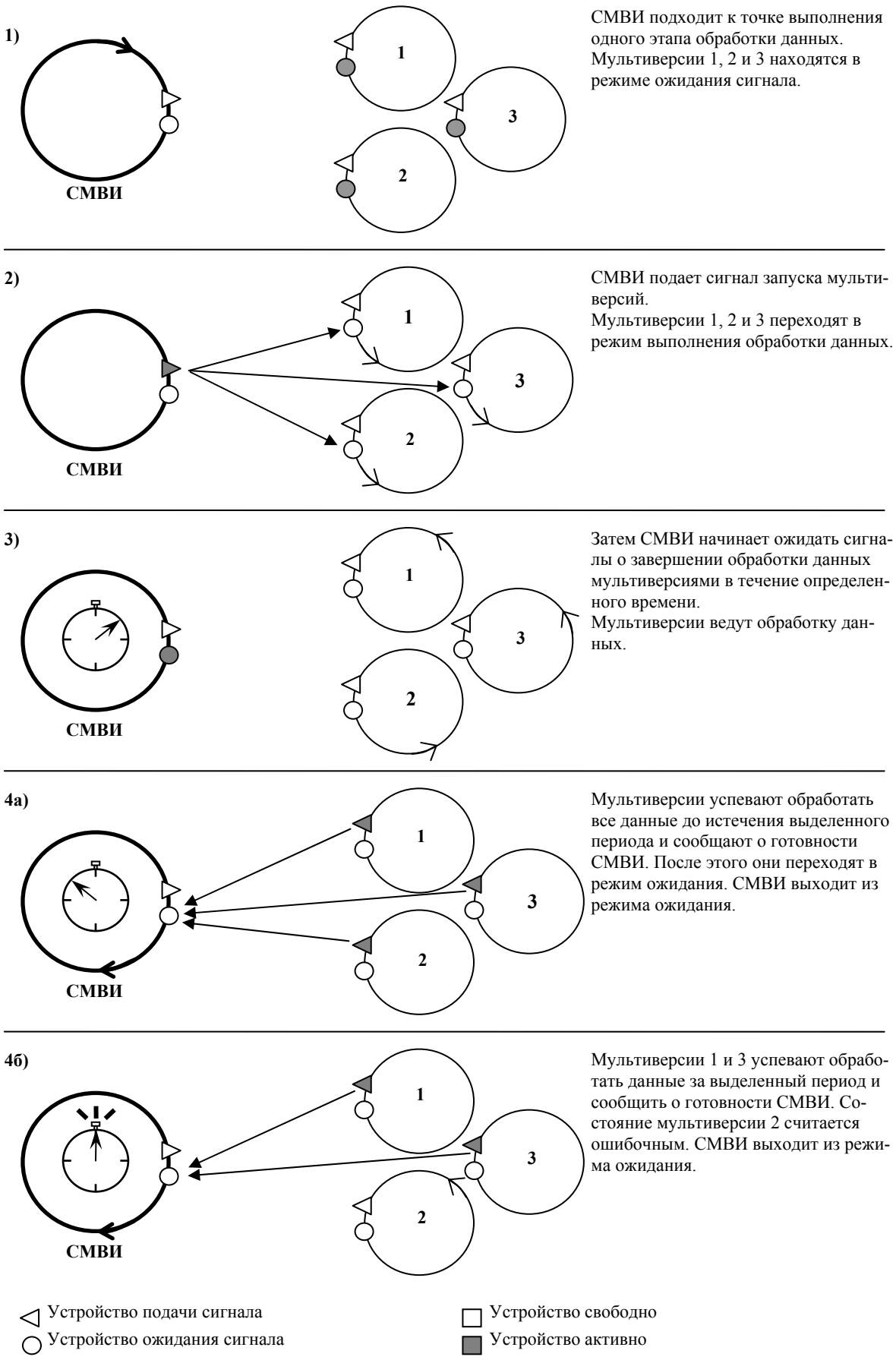


Рис. 4. Алгоритм выполнения одного этапа обработки данных

Реализация алгоритмов выявления отказов программных модулей и принятие решения. Во время исполнения программного обеспечения возможны два типа отказов. *Первый тип отказа* связан с нарушением нормального функционирования программы и возбуждением исключения. Это может произойти в случае попыток обращения по неверному адресу или деления на нуль. За перехват попыток обращения по неверному адресу и деления на нуль отвечает центральный процессор, возбуждающий исключения в ответ на эти ошибки. Исключение, возбужденное процессором, называется *аппаратным*. Но возбуждать исключения могут и операционная система, и прикладные программы. Такие исключения называются *программными*. Необработанное исключение в любом случае ведет к уничтожению процесса операционной системой. *Второй тип отказа* связан с зацикливанием программы. В этом случае программа на протяжении длительного времени не возвращает результат. В системах управления время является критическим показателем, поэтому необходимо ввести в среду исполнения такой параметр, как время отклика. Если программный модуль в течение длительного времени, большего чем заданное время отклика, не возвращает результат, то среда считает этот модуль отказавшим. Выявление отказов именно таким способом позволит нам отбросить часть неверных результатов и не использовать их в решающем алгоритме.

Определяющим звеном мультиверсионной системы является блок принятия решения о корректности или ошибочности состояний мультиверсий. Этот блок разделяет результаты (выходы) многочисленных программных версий на *корректные* и *ошибочные* [27]. Существует несколько методик подобного разделения [21–28]. Самые общие из них основываются на классификации выходов. Наиболее перспективными из этих методик являются *голосование абсолютным большинством*, *голосование согласованным большинством*, а также *нечеткое голосование согласованным большинством*. В рамках работы [27] предложены улучшения этих методик, а именно *взвешенное голосование согласованным большинством* и *нечеткое взвешенное голосование согласованным большинством*. Методики этой группы основаны на сравнении выходов мультиверсий и размещении идентичных из них в одинаковые классы (подмножества). Однако в случаях, когда расчеты выполняются не с целыми числами, определение идентичности выходов является затруднительным. Для разрешения этой проблемы введено понятие *соотношения равенства*: мы будем говорить, что два числа равны, если они отличаются меньше, чем на некоторое допустимое отклонение. Эти соотношения не требуют выполнения свойства транзитивности. Иными словами, если известно, что $|a - b| < \varepsilon$ и $|b - c| < \varepsilon$, то отсюда не следует что $|a - c| < \varepsilon$, где a, b и c – некоторые числа. Потенциальной проблемой методик данной группы является возможная неверная классификация выходов и, как следствие, неверное принятие решения, что, в конечном счете, способно привести к отказу системы управления.

Вторая группа методик принимает решение без классификации выходов. В эту группу входят: *медианное голосование* и *взвешенное медианное голосование*. Они выбирают среднее значение из всех выходов как корректное [27].

Заключение. Таким образом, решение проблемы программной реализации СМВИ алгоритмов обработки информации в системах управления заключается в разработке программного инструментария, позволяющего унифицировать применение мультиверсионного подхода к различным программным комплексам. Данный подход, в отличие от существующих в настоящее время, позволяет исполнять модули не только с помощью методологии мультиверсионного программирования, но также и с использованием других распространенных мультиверсионных моделей: восстанавливающихся блоков, согласованных восстанавливающихся блоков, $t/(n–1)$-версионного программирования [31] и мультиверсионного программирования с самопроверкой.

Библиографические ссылки

1. Avizienis A. Fault tolerance and fault intolerance: complementary approaches to reliable computing // In Proc. 1975 Intern. Conf. on Reliable Software. 1975. С. 458–464.
2. Avizienis A., Lyu M. R. The methodology of N-version programming. In Software fault-tolerance. Wiley, 1995. С. 23–47.
3. DEDIX 87 – A supervisory system for design diversity experiments at UCLA / A. Avizienis [et al.] // In Digest of 18th FTCS. Токио, 1988. С. 129–168.
4. Lyu M. R., He Y. Improving the N-Version Programming Process Through the Evolution of a Design Paradigm // IEEE COMSPAC, 1993.
5. Lyu M. R., Chen J. H., Avizienis A. Software diversity metrics and measurements // In Proc. IEEE COMPSAC 1992. Chicago, 1992. С. 69–78.
6. Fetzer C., Högstedt K., Felber P. Automatic Detection and Masking of Non-Atomic Exception Handling. 2003.
7. Mitchell G., Brown S. An approach for network communications systems Recovery. Department of Computer Science, National University of Ireland, 2000.
8. Romanovsky A. Diversely Designed Classes for Use by Multiple Tasks. University of Newcastle upon Tyne, 2000.
9. Ковалев И. В., Юнусов Р. В. Мультиверсионный метод повышения программной надежности информационно-телекоммуникационных технологий в корпоративных структурах // Дистанционное и виртуальное обучение. 2003. № 2. С. 50–55.
10. Kovalev I., Popov A., Shipovalov Ju. Optimization models for reliability of telecommunication software systems // Advances in Modeling and Analysis B: Signals, Information, Data, Patterns. 2000. Т. 43, № 3–4. С. 41–46.
11. Ковалев И. В., Завьялова О. И., Сисько В. Е., Царев М. Ю. Многоатрибутивное формирование оптимальных по составу высоконадежных сложных систем / Красноярский государственный аграрный университет. Красноярск, 2009.

12. Avizienis A., Chen L. On the implementation of N-version programming for software fault-tolerance during execution // In Proc. IEEE COMPSAC 77. 1977. С. 149–155.

13. Ковалев И. В., Завьялова О. И., Лайков А. Н. Формирование избыточного программного обеспечения отказоустойчивых систем управления // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2008. Т. 51, № 10. С. 30–34.

14. 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.

15. Laprie J. C. Architectural Issues in Software Fault Tolerance, in Software Fault Tolerance / M. R. Lyu, editor. Wiley, 1995. Pp. 47–80.

16. Kovalev I. V., Younoussov R. V. Fault-tolerant software architecture creation model based on reliability evaluation // Advanced in Modeling & Analysis. Journal of AMSE Periodicals. 2002. Vol. 48, № 3–4. Pp. 31–43.

17. Ковалев И. В., Новой А. В. Анализ надежности программной архитектуры с учетом одновременного отказа компонентов // Приборы. 2009. № 7. С. 26–30.

18. Elmendorf W. Fault-tolerant programming // In Digest of 2-nd FTCS. Newton, 1972. С. 79–83.

19. Peter J. Denning, Fault Tolerant Operating Systems // ACM Computing Surveys. 1976. Vol. 8, No. 4. Pp. 359–389.

20. Steen M., Hauck F. J., Tanenbaum A. S. A Scalable Location Service for Distributed Objects / Vrije Universiteit. Amsterdam, 1996.

21. Daniels F. The Reliable Hybrid Pattern: A Generalized Software Fault Tolerant Design Pattern. Department of Electrical & Computer Engineering, North Carolina State University, 1999.

22. Kovalev I. V., Engel E. A., Tsarev R. Ju. Programmatic support of the analysis of cluster structures of failure-resistant information systems // Automatic Documentation and Mathematical Linguistics. 2007. Т. 41, № 3. С. 89.

23. Зеленков П. В., Ковалев И. В., Брезицкая В. В. Инструментальные средства формирования мультиверсионной архитектуры отказоустойчивых программных систем / М-во сельского хоз-ва Российской Федерации ; Краснояр. гос. аграрный ун-т. Красноярск, 2011.

24. Ковалев И. В. Имитационная система для среды мультиверсионного исполнения программных модулей (программная система «ИС-СМВИ v1.0») // Компьютерные учебные программы и инновации. 2007. № 2.

25. Котенок А. В. Программная система «СМВИ v1.0» (Среда мультиверсионного исполнения программных модулей). Номер гос. регистрации 50200401366 от 25.11.2004. М. : ВНТИЦ, 2004.

26. Ковалев И. В., Котенок А. В. Имитационная система для среды мультиверсионного исполнения программных модулей (программная система «ИС-СМВИ v1.0»). Номер гос. регистрации 50200501597 от 24.11.2005. М. : ВНТИЦ, 2005.

27. Ковалев И. В., Котенок А. В. К проблеме выбора алгоритма принятия решения в мультиверсионных системах // Информационные технологии. 2006. № 9. С. 39–44.

28. Randell B., Xu J. The Evolution of the Recovery Block Concept. University of Newcastle upon Tyne, 1995.

29. Anderson T., Lea P. A. Fault Tolerance: Principles and Practice. Practice Hall, 1981.

30. Randell B. System structure for software fault tolerance // IEEE Trans Software Engineering. Т. SE-1. 1975. С. 220–231.

31. Xu J., Randell B. The t/(n–1)-VP Approach to Fault-Tolerant Software. University of Newcastle upon Tyne, 1998.

32. Xu J., Randell B., Zorzo A. F. Implementing Software-Fault Tolerance in C++ and Open C++: An Object-Oriented and Reflective Approach. Department of Computing Science, University of Newcastle upon Tyne, 2000.

33. Bondavalli A., Stankovic J., Strigini L. Adaptable Fault Tolerance For Real-Time Systems. Pisa : CNUCE-CNR, 1995.

34. Антамошкин А. Н., Ковалев И. В., Царев Р. Ю. Математическое и программное обеспечение отказоустойчивых систем управления и обработки информации / Мин-во сельского хоз-ва Российской Федерации ; Краснояр. гос. аграрный ун-т. Красноярск, 2011.

35. Ковалев И. В., Ковалев П. В., Скориков В. С., Гриценко С. Н. Оценка времени выполнения мультиверсионных программ на кластере с последовательной и параллельной архитектурой обмена данными // Вестник СибГАУ. 2009. № 2 (23). С. 79–83.

36. Ковалев И. В., Ступина А. А., Царев Р. Ю., Волков В. А. Применение COM-технологии для реализации мультиверсионного программного обеспечения систем управления и обработки информации // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2007. № 3. С. 18–22.

37. Kovalev I. V., Slobodin M. Ju., Tsarev R. Ju. Multi-version design of fault-tolerant software in control systems // Problems of mechanical engineering and automation. 2006. № 6. С. 61–69.

38. Минимизация межмодульного интерфейса для обеспечения надежности мультиверсионного программного комплекса / И. В. Ковалев [и др.] // Вестник СибГАУ. 2013. № 2 (48). С. 35–37.

39. Ковалев И. В., Антамошкин А. Н., Ерыгин В. Ю. Выбор структуры мультиверсионного программного обеспечения при нечетком бюджете и ограничениях на совместимость версий // Перспективы развития информационных технологий. 2012. № 7. С. 61–67.

40. Ковалев И. В., Царев Р. Ю., Капулин Д. В. Архитектурная надежность программного обеспечения информационно-управляющих систем / Мин-во сельского хоз-ва Российской Федерации ; Краснояр. гос. аграрный ун-т. Красноярск, 2011.

41. Ковалев И. В., Новой А. В., Штенцель А. В. Оценка надежности мультиверсионной программной архитектуры систем управления и обработки информации // Вестник СибГАУ. 2008. № 3. С. 50–52.

42. Ковалев И. В., Новой А. В. Расчет надежности отказоустойчивых архитектур программного обеспечения // Вестник СибГАУ. 2007. № 4. С. 14–17.

43. Ковалев И. В., Царев Р. Ю., Завьялова О. И. Анализ архитектурной надежности программного обеспечения информационно-управляющих систем // Приборы. 2010. № 11. С. 24–26.

44. Ковалев И. В., Нургалеева Ю. А., Ежеманская С. Н., Ерыгин В. Ю. Многоатрибутивное управление трудозатратами на разработку *n*-вариантных программных систем // Фундаментальные исследования. 2011. № 8–1. С. 124–127.

45. 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.

46. 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.

47. Wattanapongsakorn N. Reliability Optimization for Software Systems with Multiple Applications. FastAbstract ISSRE and Chillarege Corp. Copyright, 2001.

References

1. Avizienis A. [Fault tolerance and fault intolerance: complementary approaches to reliable computing]. *In Proc. 1975 International Conference on Reliable Software.*1975, p. 458–464.

2. Avizienis A. The methodology of N-version programming. In Software fault-tolerance. Wiley, 1995, p. 23–47.

3. Avizienis A. DEDIX 87 – A supervisory system for design diversity experiments at UCLA. In Digest of 18th FTCS, Tokyo, Japan, June 1988, p. 129–168.

4. Lyu M. R. Improving the N-Version Programming Process Through the Evolution of a Design Paradigm. In Proc. IEEE COMSPAC, 1993.

5. Lyu M. Software diversity metrics and measurements. In Proc. IEEE COMPSAC. Chicago, Illinois, 1992, p. 69–78.

6. Fetzer C. Automatic Detection and Masking of Non-Atomic Exception Handling. 2003.

7. Mitchell G. An approach for network communications systems Recovery. Department of Computer Science, National University of Ireland, 2000.

8. Romanovsky A. Diversely Designed Classes for Use by Multiple Tasks. University of Newcastle upon Tyne, 2000.

9. Kovalev I. V., Junusov R. V. [Multiversioned views method for increasing software reliability information and telecommunication technologies in corporate structures]. *Distantsionnoe i virtual'noe obuchenie*. 2003, no. 2, p. 50–55 (In Russ.).

10. Kovalev I., Popov A., Shipovalov Ju. Optimization models for reliability of telecommunication software systems. Advances in Modeling and Analysis B: Signals, Information, Data, Patterns. 2000. vol. 43. no. 3–4, p. 41–46.

11. Kovalev I. V., Zav'jalova O. I., Sis'ko V. E., Carev M. Ju. *Mnogoatributivnoe formirovanie optimal'nykh po sostavu vysokonadezhnykh slozhnykh system* [Diversified formation of the optimal structure of highly reliable complex systems]. Ministry of agriculture of the Russian Federation, Krasnoyarsk state agrarian University, Krasnoyarsk, 2011.

12. Avizienis A. On the implementation of N-version programming for software fault-tolerance during execution. In Proc. IEEE COMPSAC 77, 1977, p. 149–155.

13. Kovalev I. V., Zav'jalova O. I., Lajkov A. N. [The formation of excessive software fault-tolerant control systems]. *Priborostroenie.* 2008, vol. 51, no. 10, p. 30–34 (In Russ.).

14. Kovalev I. V. *Metodologija otsenki i povyshenija nadezhnosti programmno-informatsionnykh tekhnologij i struktur* [The methodology for assessing and improving the reliability of software and information technologies and structures]. Krasnoyarsk, 2005.

15. Laprie J. C. Architectural Issues in Software Fault Tolerance, in Software Fault Tolerance. Wiley, 1995, p. 47–80.

16. Kovalev I. V. Fault-tolerant software architecture creation model based on reliability evaluation. Journal of AMSE Periodicals, 2002, vol. 48, no. 3–4, p. 31–43.

17. Kovalev I. V., Novoj A. V. [Reliability analysis of software architecture given the simultaneous failure of the components]. *Pribory*. 2009, no. 7, p. 26–30 (In Russ.).

18. Elmendorf W. Fault-tolerant programming. *In Digest of 2-nd FTCS*, Newton, June 1972, p. 79–83.

19. Peter J. Denning, Fault Tolerant Operating Systems. ACM Computing Surveys, December 1976, vol. 8, no. 4, p. 359–389.

20. Steen M. Scalable Location Service for Distributed Objects .Vrije Universiteit, Amsterdam, 1996.

21. Daniels F. The Reliable Hybrid Pattern: A Generalized Software Fault Tolerant Design Pattern. Department of Electrical & Computer Engineering, North Carolina State University, 1999.

22. Kovalev I. V., Engel E. A., Tsarev R. Ju. Programmatic support of the analysis of cluster structures of failure-resistant information systems. Automatic Documentation and Mathematical Linguistics. 2007, vol. 41, no. 3, p. 89.

23. Zelenkov P. V., Kovalev I. V., Brezickaja V. V. *Instrumental'nye sredstva formirovanija mul'tiversionnoj arkhitektury otkazoustojchivyh programmnykh sistem* [Tools of the formation multiversioned views of the architecture of fault-tolerant software systems]. Ministry of agriculture of the Russian Federation, Krasnoyarsk state agrarian University, Krasnoyarsk, 2011.

24. Kovalev I. V. [Simulation system for environment multiversioned views the execution of software modules (software system “IP-SMVI v1.0”)]. *Komp'juternye uchebnye programmy i innovatsii*. 2007, no. 2 (In Russ.).

25. Kotenok A. V. [Software system “SMVI v1.0” (Wednesday multiversioned views the execution of software modules)]. *VNTIC*, Moscow, 2004 (In Russ.).

26. Kovalev I. V., Kotenok A. V. *Imitatsionnaya sistema dlya sredy mul'tiversionnogo ispolneniya programmnykh modulei (programmnaya sistema“IS-SMVI*

v1.0”). [Simulation system for environment multiversioned views the execution of software modules (software system “IP-SMVI v1.0”)]. No. 50200501597, VNTIC, Moscow, 2005 (In Russ.).

27. Kovalev I. V. [To the problem of algorithm selection decision-making systems multiversioned views]. *Informacionnye tehnologii.* 2006, no. 9, p. 39–44 (In Russ.).

28. Randell B. The Evolution of the Recovery Block Concept. University of Newcastle upon Tyne, England, 1995.

29. Anderson T. Fault Tolerance: Principles and Practice. Practice Hall, 1981.

30. Randell B. System structure for software fault tolerance. IEEE Trans Software Engineering, 1975, vol. 1, p. 220–231.

31. Xu J. The t/(n–1)-VP Approach to Fault-Tolerant Software. University of Newcastle upon Tyne, 1998.

32. Xu J. Implementing Software-Fault Tolerance in C++ and Open C++: An Object-Oriented and Reflective Approach. Department of Computing Science, University of Newcastle upon Tyne, 2000.

33. Bondavalli A. Adaptable Fault Tolerance For Real-Time Systems. CNUCE-CNR, Pisa, Italy, 1995.

34. Antamoshkin A. N., Kovalev I. V., Carev R. Ju. *Matematicheskoe i programmnoe obespechenie otkazoustojchivyh sistem upravlenija i obrabotki informatsii* [Mathematical and software fault-tolerant control systems and information processing]. Ministry of agriculture of the Russian Federation, Krasnoyarsk state agrarian University, Krasnoyarsk, 2011.

35. Kovalev I. V., Kovalev P. V., Skorikov V. S., Gricenko S. N. [The estimation of the execution time multiversioned views programs on a cluster with serial and parallel architecture for data exchange]. *Vestnik SibGAU.* 2009, no. 2 (23), p. 79–83 (In Russ.).

36. Kovalev I. V., Stupina A. A., Carev R. Ju., Volkov V. A. [The use of COM technology for the implementation of multi-version software of control systems and information processing]. *Upravlenie, kontrol', diagnostika.* 2007, no. 3, p. 18–22 (In Russ.).

37. Kovalev I. V., Slobodin M. Ju., Tsarev R. Ju. Multi-version design of fault-tolerant software in control systems. *Problems of mechanical engineering and automation.* 2006, no. 6, p. 61–69.

38. Kovalev I. V., Nurgaleeva Ju. A., Shahmatov A. V., Chekmarev S. A., Lukin F. A. [To minimize inter-module interface to ensure the reliability multiversioned views software]. *Vestnik SibGAU.* 2013, no. 2 (48), p. 35–37 (In Russ.).

39. Kovalev I. V., Antamoshkin A. N., Erygin V. Ju. [The choice of patterns multiversioned views of the software during the fuzzy budget and limitations for version compatibility]. *Perspektivy razvitija informacionnyh tehnologij*. 2012, no. 7, p. 61–67 (In Russ.).

40. Kovalev I. V., Carev R. Ju., Kapulin D. V. *Arhitekturnaja nadezhnost' programmnogo obespechenija informacionno-upravljajushhikh system* [Architectural software reliability information management systems]. Ministry of agriculture of the Russian Federation, Krasnoyarsk state agrarian University, Krasnoyarsk, 2011.

41. Kovalev I. V., Novoj A. V., Shtencel' A. V. [To assess the reliability multiversioned views of software architecture, control systems and information processing]. *Vestnik SibGAU*. 2008, no. 3 (20), p. 50–52 (In Russ.).

42. Kovalev I. V., Novoj A. V. [Calculation of reliability of fault-tolerant software architectures]. *Vestnik SibGAU*. 2007, no. 4 (17), p. 14–17 (In Russ.).

43. Kovalev I. V., Carev R. Ju., Zav'jalova O. I. [Analysis of architectural software reliability information management systems]. *Pribory*. 2010, no. 11, p. 24–26 (In Russ.).

44. Kovalev I. V., Nurgaleeva Ju. A., Ezhemanskaja S. N. [Diversified management work on the development of n-variant software systems]. *Fundamental'nye issledovanija*. 2011, no. 8, p. 124–127 (In Russ.).

45. Kovalev I. V., Slobodin M. Ju., Stupina A. A. [Mathematical formulation of the problem of designing n-version software systems]. *Problemy mashinostroenija i avtomatizatsii*. 2005, no. 3. p. 16–23 (In Russ.).

46. 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 International Conference on Modelling and Simulation, MS'2004. AMSE, French Research Council, CNRS, Rhone-Alpes Region, Hospitals of Lyon. Lyon-Villeurbanne, 2004.

47. Wattanapongsakorn N. Reliability Optimization for Software Systems with Multiple Applications. FastAbstract ISSRE and Chillarege Corp. Copyright 2001.

© Ковалев И. В., 2014

УДК 681.3.069

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 74–80

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНО-АЛГОРИТМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЭЛЕКТРОМОНТАЖНЫХ ЧЕРТЕЖЕЙ В ПРИБОРОСТРОЕНИИ

А. А. Козлов[1], Н. Н. Коблов[1,2]

[1]ОАО «Научно-производственный центр «Полюс»
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Кирова, 56в
E-mail: polus@online.tomsk.net
[2]Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 30
E-mail: polus@online.tomsk.net

Рассматриваются основные вопросы разработки программно-алгоритмического комплекса проектирования электромонтажных чертежей в приборостроении. Показана актуальность его применения для уменьшения трудоемкости разработки, повышения качества конструкторской документации, исключения несоответствий между таблицей соединений, таблицей контактов и графическим изображением раскладки электромонтажного жгута. Обозначены основные принципы структуры программного обеспечения. Выделены основные модули обобщенной структурной схемы программно-алгоритмического комплекса, выполняющие следующие задачи: импорт данных электрической схемы в формате файла САПР; экспорт данных проекта приложения в виде графических, текстовых или бинарных файлов САПР; проверка корректности входных данных; хранение данных проекта; формирование отчетов о состоянии данных проекта; синхронизация данных конструкции и модифицированной электрической схемы; формирование извещений об изменениях проектного решения; визуализация данных проектного решения; прокладка траекторий жгутов, вычисление сечений и диаметров проводников, входящих в жгуты.

Предложен алгоритм определения состояний цепей электрической схемы на базе библиотеки Boost Graph Library, основанный на алгоритме поиска в ширину на графе. Дана обобщенная схема работы программно-алгоритмического комплекса, выделены основные характеристики, необходимые для решения задачи проектирования электромонтажного жгута. Показана возможность применения библиотеки компонентов графического интерфейса Qt для разработки интерфейса программного комплекса. Разработано приложение для проектирования электромонтажных чертежей, обладающее следующими характеристиками: САПР-независимый ввод, хранение, графическое отображение данных электрической схемы; входной контроль данных; автоматизированное получение таблиц соединений и контактов электрической схемы; интерактивная и автоматическая прокладка жгута; отображение диаметра, длины и количества проводов в любой точке сегмента прокладываемого жгута; формирование отчетов о текущем состоянии данных конструкции; экспорт графики электромонтажного чертежа.

Ключевые слова: система автоматизированного проектирования, P-CAD, Qt, BGL, Boost Graph Library, SQLite, база данных, интерфейс приложения, граф, поиск в ширину.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 74–80

PROGRAM-ALGORITHMIC ELECTRICAL DRAWING COMPLEX DESIGN

A. A. Kozlov[1], N. N. Koblov[1,2]

[1]JSC “Scientific & Industrial Centre “Polyus”
56v, Kirova Av., Tomsk, 634050, Russian Federation
E-mail: polus@online.tomsk.net
[2]Tomsk Polytechnic University
30, Lenin Av., Tomsk, 634050, Russian Federation
E-mail: polus@online.tomsk.net

The main issues of development of program-algorithmic design complex electrical drawings in the instrument are reviewed. The urgency of its application for reducing the complexity of the development, quality improvement of the design documentation, prevention discrepancies between the connection table, a table of contacts and pictures, layout wiring harness are shown. The key principles of the software structure are mentioned. The software main modules are shown, which can solve the following problems: electrical schema CAD file data import; export design data in text or

binary CAD file format; input data checking and verification; design data storing; data state information reports forming; design and electrical schema data synchronization in order to form change notice reports; design data visualization; wire trace routing, wire thread cross section and diameter calculations.

An algorithm for determining states of circuits circuitry based on the Boost Graph Library is proposed, which is formed of the breadth-first search on a graph algorithm. The generalized scheme of software and algorithmic complex, the main characteristics needed for solving the problem of designing wiring harness are given. The possibility of using a component library for Qt GUI interface development software package is shown. The software for the automatic modeling of assembly and switching space is developed. Software features: CAD-independent input, storage, graphical display of circuitry data; input data control; automated receiving of connections tables and electrical circuit contacts; interactive and automatic wiring harness; mapping of the diameter, length and number of wires at any point of the routed harness segment; reporting on data structures current state; wiring drawings export.

Keywords: CAD system, P-CAD, Qt, BGL, Boost Graph Library, SQLite, database, application interface, graph, breadth first search.

Введение. Выпуск электромонтажного чертежа является одним из самых трудоемких этапов в работе инженера-конструктора в приборостроении. Получив от разработчика принципиальную электрическую схему прибора, конструктор должен оформить электромонтажный чертеж, таблицу соединений и таблицу контактов, предварительно организовав оптимальным образом межмодульные соединения проектируемой конструкции с учетом предъявляемых требований. На этом этапе ему необходима вся оперативная информация о геометрии прокладываемых жгутов, их диаметрах и проводниках в любой точке [1].

Множество требований, предъявляемых к организации межмодульных соединений, можно условно разделить на категории [2]:

- схемотехнические, согласно списку цепей, прокладке отдельных цепей (цепи питания, экранированные и т. д.);
- конструктивные, ограничивающие объем свободного места в конструкции, где предполагается прохождение межмодульных жгутов;
- технологические, накладывающие ограничения на используемые типы проводов (свивка проводов, наличие плетенок и т. д.) и типы электрорадиоизделий (распределение токовой нагрузки, максимально допустимое суммарное сечение проводов, распаиваемых на контакты и т. д.).

Монтажный чертеж, таблицы соединений и контактов оформляются согласно требованиям государственных стандартов и должны в полной мере соответствовать исходной принципиальной электрической схеме [3–6].

Оформление электромонтажного чертежа усложняется организацией взаимодействия разработчика и конструктора. Так, передав актуальный вариант схемы конструктору, разработчик может продолжить ее модернизацию. При этом возникает задача синхронизации изменений в электрической схеме с уже разрабатываемой конструкцией. Зачастую конструктор может неявно внести изменения в схему, например, сменить тип соединителя или перераспределить узлы в цепях, исходя из удобства их расположения. Существующие программно-алгоритмические комплексы и системы автоматизированного проектирования (САПР), такие как «Кабели и жгуты – КОМПАС 3D», «SOLIDWORKS – SWR Электрика» и др., в основном предполагают объединение электрической и механической частей проектного решения, что существенно усложняет разделение задач по проектированию [7; 8]. Следует заметить, что современные САПР предусматривают наличие трехмерной модели прибора, которая может отсутствовать на момент начала проектирования электромонтажного чертежа. Также к недостаткам таких систем следует отнести сложность настройки отображения данных в таблицах соединений и контактов, отсутствие исчерпывающей полноты отображения данных, что затрудняет работу монтажника и может привести к ошибкам в распайке проводов. При этом формализация требований к организации межмодульных соединений в современных САПР сложна и малоприменима в отечественном приборостроении. САПР-независимый программно-алгоритмический комплекс проектирования электромонтажных чертежей, учитывающий специфику параллельной работы инженера-конструктора и адаптированный для отечественного приборостроения, способен ускорить время разработки проектного решения и существенно повысить его качество.

В настоящий момент в ОАО «НПЦ «Полюс» разрабатывается подобный комплекс, который позволит разработчику и конструктору действовать параллельно, автоматически синхронизировать данные, формировать извещения об изменениях. В соответствии с техническим заданием «Автоматизированное формирование таблицы соединений и таблицы контактов. Визуальная прокладка жгута» в конструкторские отделы предприятия передано программное обеспечение, дающее возможность еще до начала проектирования 3D-модели прибора оценивать раскладку жгутов конструкции, их диаметры и сечения в любой точке, автоматически получать электромонтажный чертеж, таблицы соединений и контактов, оформленные по стандарту. Комплекс соответствует основным требованиям, предъявляемым к современным программным продуктам, и обладает следующими характеристиками:

- САПР-независимый ввод, хранение, графическое отображение данных электрической схемы;
- входной контроль данных;
- автоматизированное получение таблиц соединений и контактов электрической схемы;
- интерактивная и автоматическая прокладка жгута;
- отображение диаметра, длины и количества проводов в любой точке сегмента прокладываемого жгута;

- формирование отчетов о текущем состоянии данных конструкции;
- экспорт графики электромонтажного чертежа.

Разрабатываемый программно-алгоритмический комплекс реализован в виде программного продукта (приложения) с современным графическим пользовательским интерфейсом. Приложение не нарушает лицензионные соглашения и может поставляться с открытым исходным кодом. В качестве графического программного инструментария применяется библиотека компонентов графического интерфейса Qt, широко используемая в проектировании современных программных продуктов и поставляемая с открытым исходным кодом под лицензией LGPL [9; 10]. Она является переносимой между платформами и хорошо адаптирована к взаимодействию с другими библиотеками [11; 12]. Для решения задач раскладки жгутов, хранения и отображения данных служит C++ библиотека графовых алгоритмов BGL (Boost Graph Library), которая также имеет открытый исходный код и способна существенно ускорить разработку графовых алгоритмов, включенных в состав комплекса [13]. Для хранения данных о разрешенных типах проводов, разъемов и соединителей электрической схемы спроектированы соответствующие базы данных с системой управления SQLite, поддерживающей стандартные запросы, транзакции и механизм многопользовательского чтения данных.

Основные модули обобщенной структурной схемы разработанного программно-алгоритмического комплекса (рис. 1) выполняют следующие задачи:

- импорт данных электрической схемы в формате файла САПР или внутреннего файла проекта приложения;
- экспорт данных проекта приложения в виде графических, текстовых или бинарных файлов САПР;
- проверку корректности входных данных;
- хранение данных проекта;
- формирование отчетов о состоянии данных проекта;
- синхронизацию данных конструкции и новой модифицированной электрической схемы, формирование извещений об изменениях проекта;
- визуализацию данных проектного решения;
- прокладку траекторий жгутов, вычисления сечений и диаметров проводников, входящих в жгуты.

При работе приложения (рис. 2) в качестве входных данных используется файл принципиальной электрической схемы в формате P-CAD 2006 Schematic.

Разработанный интерфейс главного окна приложения (рис. 3) позволяет конструктору видеть актуальное состояние проектного решения: статус любого объекта схемы представлен своей иконкой и цветом, что существенно облегчает навигацию по объектам и их свойствам. Интерфейс главного окна приложения содержит следующие элементы:

- строка меню *1*, которая используется для быстрого доступа к основному функционалу приложения;
- панель компонентов схемы *2*, служащая для отображения параметров компонентов схемы, навигации по компонентам, а также для доступа к функционалу добавления, удаления и редактирования компонентов схемы;
- панель цепей схемы *3*, предназначенная для отображения параметров цепей схемы, навигации по цепям, а также для доступа к функционалу добавления, удаления и редактирования цепей схемы;
- графическое пространство приложения *4*;
- панель проводов схемы *5*.

Для автоматического определения и индикации состояний цепей, разводимых в проекте схемы, используется API-библиотека BGL. При этом каждая цепь схемы представляется графом, узлы которого – контакты компонентов схемы, а ребра – соединения с сопоставленными им наборами проводников. Библиотека BGL имеет ряд готовых к применению графовых алгоритмов: поиск в ширину, поиск в глубину, поиск путей на графе. В ней используется концепция «посетителя» алгоритма, позволяющая адаптировать тот или иной графовый алгоритм под конкретную задачу программиста. Для определения текущего состояния цепи применен алгоритм (рис. 4), который формирует номера состояний цепей: 0 – цепь не разведена, 1 – цепь разведена без избыточности (в графе цепи существует единственный путь, составленный из его ребер, соединяющий все его узлы), 2 – цепь разведена с избыточностью (в графе цепи существуют несколько путей, соединяющих все его узлы). Состояния цепей отображаются на соответствующей панели приложения (рис. 5).

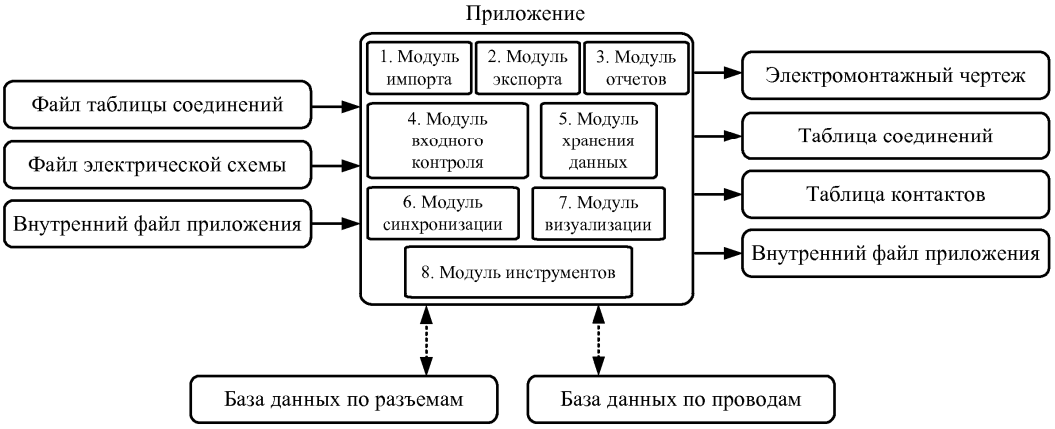


Рис. 1. Обобщенная структурная схема приложения

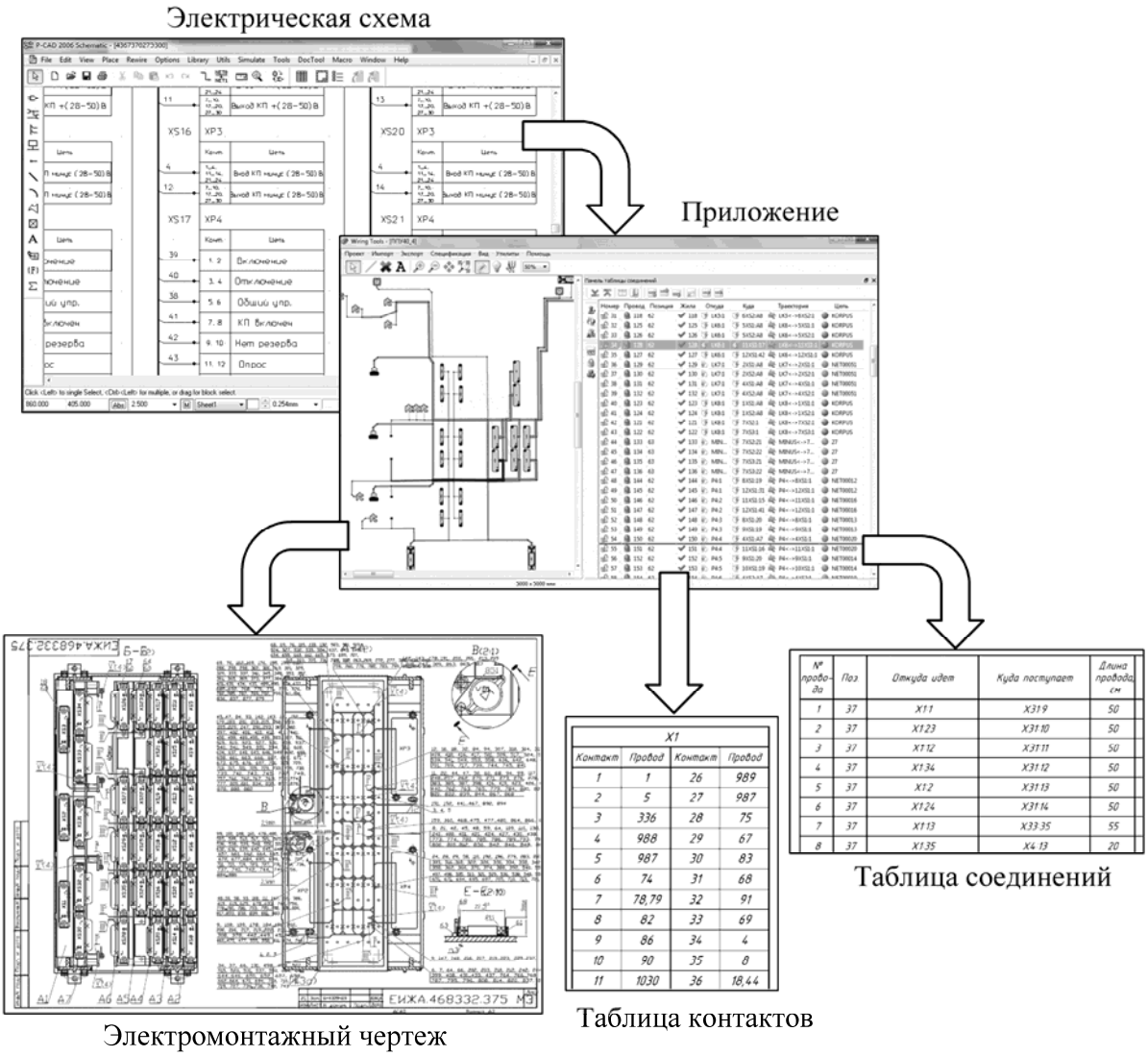


Рис. 2. Обобщенная схема работы приложения

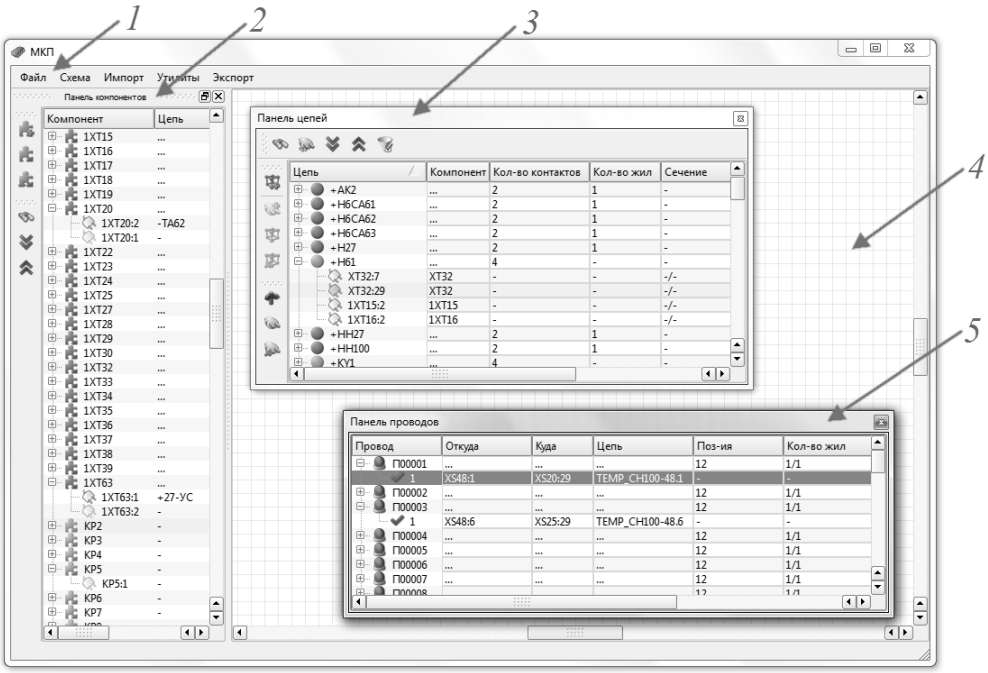


Рис. 3. Главное окно приложения

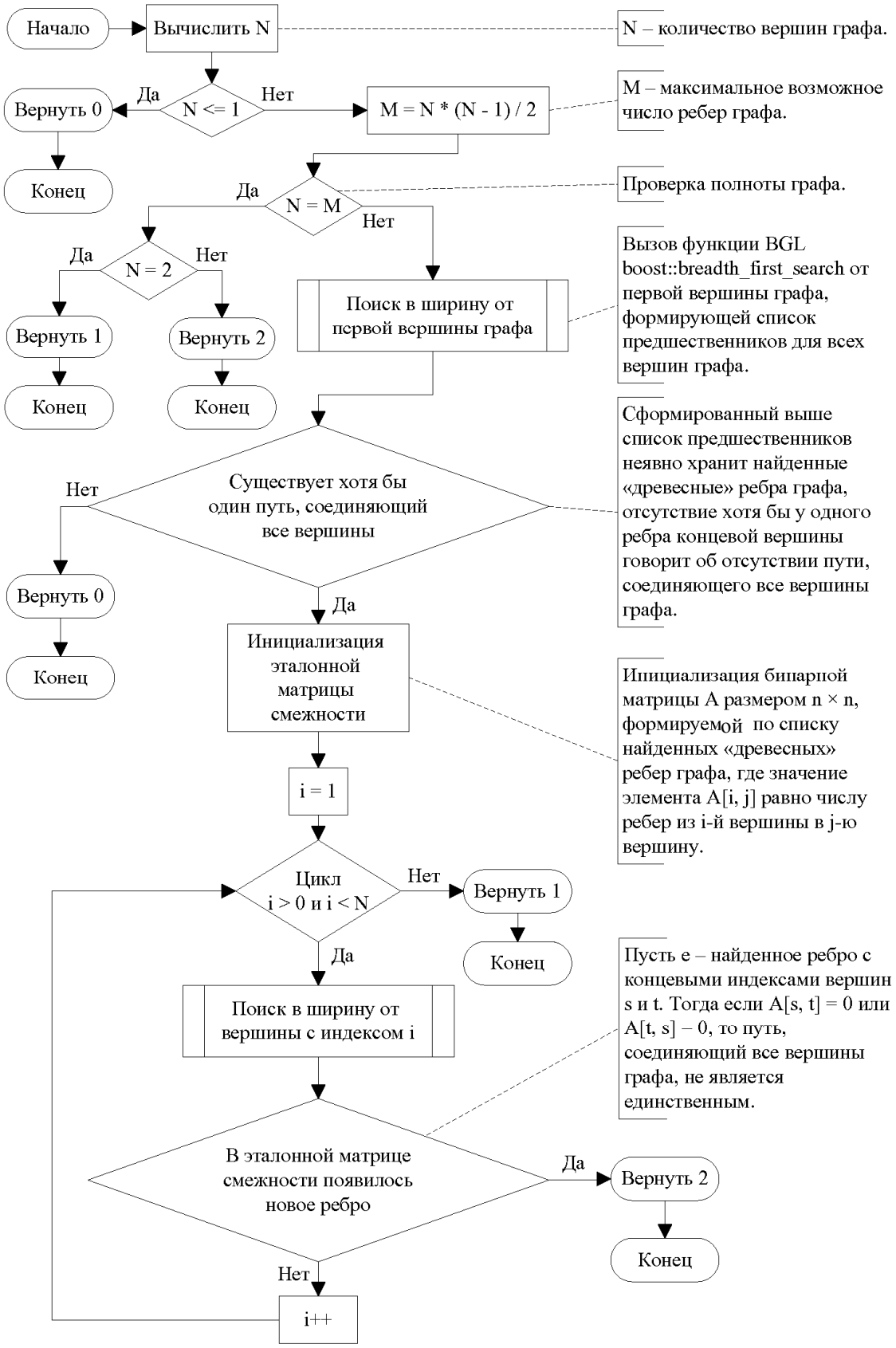


Рис. 4. Блок-схема алгоритма определения состояния цепи схемы

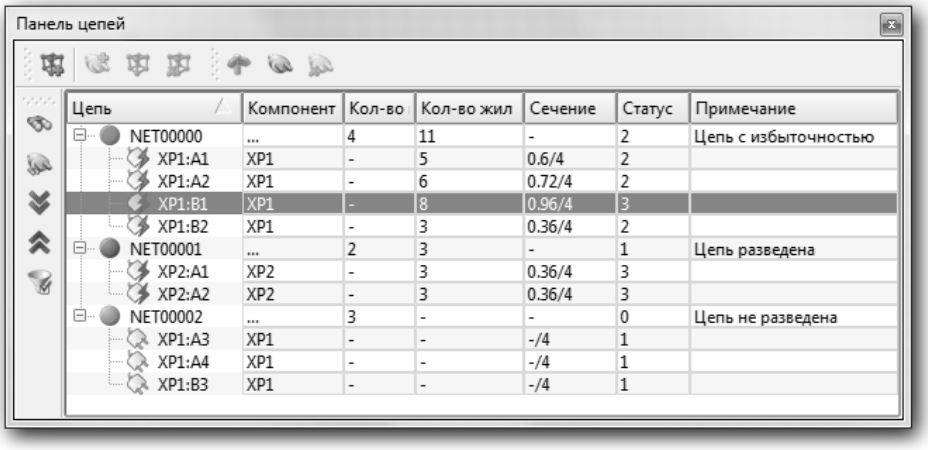


Рис. 5. Панель цепей главного окна приложения

Заключение. Собственная разработка ОАО «Научно-производственный центр «Полюс» уменьшает трудоемкость выпуска электромонтажных чертежей, исключает несоответствия между таблицей соединений, таблицей контактов и графическим изображением раскладки жгута и успешно используется в конструкторских бюро для автоматизации работы инженеров-конструкторов. В дальнейшем планируется осуществить интеграцию приложения с разрабатываемой на предприятии автоматизированной системой управления инженерными данными и производством, а также реализовать инструмент синхронизации данных электрической схемы и конструкции [14; 15].

Библиографические ссылки

1. Алексеев В. П., Коблов Н. Н., Хрулев Г. М. Современные технологии автоматизации проектирования РЭА специального назначения. Томск : Изд-во Ин-та оптики атмосферы СО РАН, 2003. 134 с.

2. Коблов Н. Н., Черватюк В. Д., Чекрыгин С. С. Повышение эффективности проведения изменений в конструкторской документации // Электронные и электромеханические системы и устройства : тез. докл. науч.-техн. конф. молодых специалистов ОАО «НПЦ «Полюс». Томск, 2013. С. 213–215.

3. Разработка и оформление конструкторской документации для радиоэлектронной аппаратуры : справочник / Э. Т. Романычева [и др.] 2-е изд., перераб. и доп. М. : Радио и связь, 1989. 448 с.

4. ГОСТ 23592–96. Монтаж электрический радиоэлектронной аппаратуры и приборов. Общие требования к объемному монтажу изделий электронной техники и электротехнических. М. : Стандартинформ, 2003. 10 с.

5. ГОСТ 2.710–81. Единая система конструкторской документации. Обозначения буквенно-цифровые в электрических схемах. М. : Стандартинформ, 2007. 10 с.

6. ГОСТ 19701–90. Единая система программной документации. Схемы алгоритмов, программ, данных и систем. Обозначения условные и правила выполнения. М. : Стандартинформ, 2010. 22 с.

7. САПР и Графика: сквозная система проектирования электрифицированных систем в аэрокосмической отрасли на примере связки E3.series и NX [Электронный ресурс]. URL: http://www.e3series.ru/uploaded/articles/16/042011_SAPR_i_Gr_1.pdf (дата обращения: 28.05.14).

8. САПР и Графика: автоматизированное получение монтажных схем – решение на основе E3.series [Электронный ресурс]. URL: http://www.e3series.ru/uploaded/articles/14/Sapr_i_gr_092010_ Kalintsev.pdf (дата обращения: 28.05.14).

9. Бланшет Ж., Саммерфилд М. Qt 4: программирование GUI на C++ : пер. с англ. 2-е изд., доп. М. : КУДИЦ-ПРЕСС, 2008. 736 с.

10. Шлее М. Qt 4.8: профессиональное программирование на C++. СПб. : БХВ-Петербург, 2013. 912 с.

11. Ezust A., Ezust P. Introduction to Design Patterns in C++ with Qt. New Jersey : Prentice Hall, 2011. 768 p.

12. Summerfield M. Advanced Qt Programming Creating Great Software with C++ and Qt4. New Jersey : Prentice Hall, 2010. 554 p.

13. Lumsdaine A., Siek J. G., Lie-Quan Lee. The Boost Graph Library: User Guide and Reference Manual. Indianapolis : Addison-Wesley Professional, 2001. 321 p.

14. Коблов Н. Н. Разработка и внедрение автоматизированной системы управления инженерными данными // Электронные и электромеханические системы и устройства : тез. докл. XVIII науч.-техн. конф. (22–23 апр. 2010, г. Томск). С. 228–230.

15. Екимова О. Ю., Коблов Н. Н., Чекрыгин С. С. Построение электронного состава изделия в рамках единого информационного пространства приборостроительного предприятия // Контроль и диагностика. 2012. № 13. С. 22–26.

References

1. Alekseev V. P., Koblov N. N., Hrulev G. M. *Sovremennye tekhnologii avtomatizatsii proektirovanija RJeA spetsial'nogo naznachenij*a [Modern technologies of automation of designing of REE of a special purpose]. Tomsk, Publishing house of Institute of optics of atmosphere of the SB RAS, 2003, 134 p.

2. Koblov N. N., Chervatjuk V. D., Chekrygin S. S. [Increase of efficiency of carrying out of changes in the design documentation]. *Jelektronnye i jelektromekhanicheskie sistemy i ustrojstva : tez. dokl. nauch.-tehn. konf. molodyh specialistov.* [Electronic and electromechanical systems and devices: theses of reports of scientific and technical conference of young experts]. Tomsk, on February, 14-15th, 2013, p. 213–215.

3. Je. T. Romanycheva. *Razrabotka i oformlenie konstruktorskoj dokumentatsii dlja radiojelektronnoj apparatury: spravochnik.* [Radio electronics construction documentation design]. Moscow, Radio i svjaz' Publ., 1989, 448 p.

4. GOST 23592–96. *Montazh jelektricheskij radiojelektronnoj apparatury i priborov. Obshhie trebovanija k objemnomu montazhu izdelij jelektronnoj tekhniki i jelektrotekhnicheskikh.* [State Standard 23592-96. Electrical wiring of radio-electronic equipment and devices. General requirements for three-dimensional wiring of electronic and electrical devices]. Moscow, Standartinform Publ., 2003, 10 p.

5. GOST 2.710–81. J*edinaja sistema konstruktorskoj dokumentatsii. Oboznachenija bukvenno-tsifrovye v jelektricheskikh skhemakh.* [State Standard 2.710-81. Unified system for design documentation. Alpha-numerical designations in electrical diagrams]. Moscow, Standartinform Publ., 2007, 10 p.

6. GOST 19.701–90 J*edinaja sistema programmnoj dokumentatsii. Skhemy algoritmov, programm, dannykh i sistem. Uslovnye oboznachenija i pravila vypolnenija.* [Unified system for program documentation. Data, program and system flowcharts, program network charts and system resources charts. Documentation symbols and conventions for flowcharting]. Moscow, Standartinform Publ., 2010, 22 p.

7. *SAPR i Grafika: skvoznaja sistema proektirovanija jelektrifitsirovannykh sistem v ajerokosmicheskoj otrasli na primere svjazki E3.series i NX.* [CAD and Graphics: circuit design system for aerospace electronics based on E3.series and NX]. (In Russ) Available at: http://www.e3series.ru/uploaded/articles/16/042011_SAPR_i_Gr_1.pdf (accessed 28.05.14)

8. *SAPR i Grafika: avtomatizirovannoe poluchenie montazhnykh skhem – reshenie na osnove E3.series.* [CAD and Graphics: automatic wiring diagram designing based on E3.series]. (In Russ) Available at: http://www.e3series.ru/uploaded/articles/14/Sapr_i_gr_092010_ Kalintsev.pdf (accessed 28.05.14).

9. Blanshet Zh., Sammerfild M. *Qt 4: programmirovanie GUI na C++* [Qt 4: GUI programming with C++]. Moscow, KUDIC-PRESS Publ., 2008, 736 p.

10. Shlee M. *Qt 4.8: Professional'noe programmirovanie na C++*. [Qt 4.8: Professional programming with C++]. St.Petersburg, BHV-Peterburg Publ., 2013, 912 p.

11. Ezust A., Ezust P. *Introduction to Design Patterns in C++ with Qt*. New Jersey, Prentice Hall, 2011. 768 p.

12. Summerfield M. *Advanced Qt Programming Creating Great Software with C++ and Qt4*. New Jersey, Prentice Hall, 2010. 554 p.

13. Lumsdaine A., Siek J. G., Lie-Quan Lee. *The Boost Graph Library: User Guide and Reference Manual*. Indianapolis, Addison-Wesley Professional, 2001. 321 p.

14. Koblov N. N. [Working and introduction of the automated control system by engineering data]. *Jelektronnye i jelektromehanicheskie sistemy i ustrojstva : tez. dokl. XVIII nauch.-tehn. konf.* [Electronic and electromechanical systems and devices: Proc. of XVIII scientific and technical conference]. Tomsk, 22–23 apr. 2010, p. 228–230 (In Russ.).

15. Ekimova O. Ju., Koblov N. N., Chekrygin S. S. [Electronic product components forming within the single information field of enterprise]. *Kontrol' i diagnostika*. 2012, no 13, p. 22–26 (In Russ.).

© Козлов А. А., Коблов Н. Н., 2014

УДК 520.27

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 81–87

СИСТЕМЫ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ СИГНАЛОВ РАДИОИНТЕРФЕРОМЕТРИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА «КВАЗАР-КВО»

Д. А. Маршалов, Е. В. Носов, Л. В. Федотов

Институт прикладной астрономии РАН
Российская Федерация, 191187, г. Санкт-Петербург, наб. Кутузова, 10
E-mail: marshalov.iaa@gmail.com

Рассмотрены современные системы преобразования радиоастрономических сигналов, используемые на радиоинтерферометрическом комплексе «Квазар-КВО». Показана зависимость точности координатно-временных измерений от параметров системы преобразования сигналов. Рассмотрена структура и принцип работы системы Р1002М, которая разработана в ИПА РАН и введена в эксплуатацию на радиотелескопах комплекса «Квазар-КВО». Эта 16-канальная система работает в диапазоне частот 0,1–1 ГГц и обеспечивает регистрацию данных со скоростью до 2 Гбит/с в широко распространенном формате VSI-H. С 2011 года системы Р1002М работают на радиотелескопах комплекса в качестве штатного оборудования и используются во всех радиоинтерферометрических наблюдениях, проводимых по отечественным и зарубежным программам, включая траекторные измерения космических аппаратов. Приведен анализ результатов работы системы Р1002М на радиотелескопах за несколько лет. Показан положительный эффект от замены зарубежных систем на Р1002М, связанный с сокращением инструментальных потерь чувствительности радиоинтерферометра, улучшением линейности и стабильности фазовых характеристик каналов за счет использования цифровой обработки сигналов. Для оснащения радиотелескопов с антеннами небольшого (12–13 м) диаметра разработана новая широкополосная система BRAS. Она предназначена для размещения непосредственно на антенне, позволяет отказаться от высокочастотных фидеров и передавать цифровые потоки по оптическим линиям через интерфейс 10G Ethernet. Система BRAS построена по модульному принципу и состоит из восьми одинаковых каналов цифрового преобразования сигналов, работающих в диапазоне промежуточных частот 1–1,5 ГГц с полосой пропускания 512 МГц. Она обеспечивает формирование информационного потока в международном формате VDIF с суммарной скоростью 16 Гбит/с. Приведена структура, элементная база и описание работы системы, сравнение с зарубежными аналогами, а также результаты испытаний опытных образцов BRAS на действующих радиотелескопах. Испытания подтвердили высокие параметры разработанной системы, позволяющие заметно повысить чувствительность радиоинтерферометра и увеличить число доступных для наблюдения космических источников радиоизлучения.

Ключевые слова: радиоинтерферометрия со сверхдлинными базами, система преобразования сигналов, видеоконвертор, цифровое преобразование широкополосных сигналов.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 81–87

SIGNALS CONVERSION SYSTEMS OF VLBI “QUASAR” NETWORK

D. A. Marshalov, E. V. Nosov, L. V. Fedotov

Institute of Applied Astronomy Russian Academy of Science
10, Kutuzova emb., St. Petersburg, 191187, Russian Federation
E-mail: marshalov.iaa@gmail.com

The paper is devoted to modern signals conversion systems which are used in radio interferometric “Quasar” network. The relations between coordinate-time measurements accuracy and system signal conversion parameters are showed. The structure, basic principles and performance of the regular system R1002M, which is developed in IAA RAS, with data stream 2 Gbit/s are considered. The 16-th channels system R1002M works in intermediate frequency range 0,1–1 GHz, and provides acquisition up to 2 Gbits/s data rate in widespread format VSI-H. Since 2011 the systems R1002M working on “Quasar” network radio telescopes as regular equipment, and are used in all VLBI observations carried out by domestic and foreign programs, including the trajectory measurements of spacecraft. The analysis of the operation results of R1002M are presented for last few years. The positive effect of replacing of foreign systems on the R1002M’s are showed. Its due to the reduction of radio interferometer instrumental sensitivity losses, improvement of linearity and stability of the channels phase characteristics by using digital signal processing. To equip

new radio telescopes with small antennas (12–13 m) diameter the new broadband acquisition system (BRAS) was developed. It is designed for accommodation directly on the antenna, which allows to refuse high frequency feeders and transmit digital date streams through optical fiber by 10G Ethernet interface. The system is constructed by a modular design and consists of eight identical digital signal conversion channels, working in intermediate frequency range of 1–1,5 GHz with 512 MHz bandwidth. It provides formation of information data flow in the VDIF international format with a total data stream up to 16 Gbit/s. The structure, element base, description of the system, comparison with foreign analogues and also the results of development type BRAS testing on existing radio telescopes are given. Tests confirmed the high parameters of the developed system that allows you to significantly increase the sensitivity of the radio interferometer and increase the number of available observations for cosmic radio sources.

Keywords: very long baseline radio interferometry, video convertor, digital conversion of wideband signals.

Введение. Уникальный комплекс «Квазар-КВО» широко используется в научных исследованиях по астрофизике, астрометрии и космической геодезии, а также при решении ряда важных прикладных задач, например, высокоточного координатно-временного обеспечения и поддержки глобальной навигационной спутниковой системы ГЛОНАСС [1]. Комплекс объединяет наземные радиоастрономические обсерватории, расположенные в трех субъектах Российской Федерации – «Светлое» (п. Светлое, Ленинградская область), «Зеленчукская» (ст. Зеленчукская, Республика Карачаево-Черкесия) и «Бадары» (Тункинский район, Республика Бурятия), которые образуют радиоинтерферометрическую сеть со сверхбольшими базами (РСДБ) 2015×4282×4405 км, а также центр корреляционной обработки РАН [2]. Каждая радиоастрономическая обсерватория помимо РСДБ аппаратно-программных средств оснащена аппаратурой космической геодезии, квантово-оптической системой, радиометром водяного пара и рядом вспомогательных средств, которые составляют стацию колоцированных средств [3].

Основным источником радиоастрономических наблюдательных данных на каждой станции комплекса является полноповоротный прецизионный радиотелескоп с диаметром зеркала 32 м, оснащенный высокочувствительными охлаждаемыми приемниками радиоизлучения сантиметрового диапазона волн [4]. При радиоинтерферометрии выделение, преобразование и обработку сигнала, принятого приемной системой радиотелескопа от радиоисточников естественного или искусственного происхождения, к пригодному для регистрации виду осуществляет система преобразования сигналов [5]. Ключевые параметры такой системы (рабочий диапазон частот Δf_{IF}, полоса пропускания канала B, число каналов m, число бит в одной выборке сигнала b, коэффициент инструментальных потерь чувствительности η) непосредственно влияют на отношение сигнал/шум на выходе коррелятора SNR и, в конечном счете, на точность координатно-временных измерений, которая определяется среднеквадратической ошибкой измерения групповой задержки сигналов σ_τ:

$$SNR \approx \eta_\Sigma \frac{T_A}{T_S}\sqrt{N\tau_C/b}\,;\ \sigma_\tau \approx \frac{1}{2\pi\Delta f_{RMS}SNR}, \qquad (1)$$

где η_Σ – суммарный коэффициент инструментальных потерь в отношении сигнал/шум на выходе радиоинтерферометра; T_A – шумовая температура сигнала в антенне; T_S – шумовая температура приемной системы радиотелескопа; $N = 2Bbm$ – скорость информационного потока на выходе радиотелескопа; τ_C – время усреднения в корреляторе. Среднеквадратическая полоса частот принимаемого сигнала при синтезе m каналов:

$$\Delta f_{RMS} = \left[1/m\prod_{i=1}^{m}\left(f_i - f_{IF}\right)\right]^{0,5}, \qquad (2)$$

где f_i – частота настройки i-го канала; f_{IF} – центральная частота рабочего диапазона Δf_{IF}.

Штатная система преобразования сигналов Р1002М. В настоящее время все радиотелескопы комплекса «Квазар-КВО» оснащены разработанной в ИПА РАН 16-канальной радиоинтерферометрической системой преобразования сигналов Р1002М [6], которая обеспечивает регистрацию данных со скоростью до 2 Гбит/с в широко распространенном международном формате VSI-H. По своим параметрам (диапазон частот, полосы пропускания каналов) система Р1002М соответствует большинству из находящихся в эксплуатации зарубежных систем преобразования сигналов. Из-за использования в Р1002М цифровой обработки сигналов на видеочастотах по некоторым характеристикам она превосходит широко распространенные зарубежные системы (табл. 1).

Р1002М отличается модульной конструкцией и состоит из трех блоков (рис. 1), что обеспечивает гибкое комплексирование аппаратуры на радиотелескопе. Основной блок кроме четырех каналов преобразования сигналов включает в себя распределитель сигналов промежуточных частот (ПЧ) и синтезатор тактовых частот. В каждом дополнительном блоке размещаются по 6 каналов.

Каждый видеоконвертор системы Р1002М содержит преобразователь частот с малошумящим гетеродином, аналого-цифровой преобразователь (АЦП) типа LTC2299 и программируемую логическую интегральную схему (ПЛИС) типа XC4VSX35, в которой осуществляется разделение верхней и нижней боковых полос сигнала и формирование полосы пропускания канала [7; 8].

Синтезатор частот, связанный с системой частотно-временной синхронизации (СЧВС) радиотелескопа, формирует меандр тактовой частоты 64 МГц, который синхронизирует работу гетеродинов и обеспечивает синфазность работы АЦП и ПЛИС всех видеоконверторов. Поток данных в формате VSI-H формируется платой сведения потоков основного блока Р1002М.

Таблица 1

Основные параметры системы Р1002М

Рабочий диапазон частот ПЧ	100–1000 МГц
Число каналов	16
Номиналы полос пропускания	0,5, 2, 4, 8, 16, 32 МГц
Ослабление шумов зеркального канала	≥ 40 дБ
СКО гетеродинов	≤ 1,2 град
ФЧХ каналов	Линейные
Измерение мощности сигнала	По ПЧ и по видео
Интерфейс управления	RS-232, RS-485, Ethernet
Формат выходных сигналов	VSI-H
Суммарная скорость информационного потока на выходе	До 2 Гбит/с
Точность измерения групповой задержки для канала 16 МГц,	0,5–2 нс
для синтезированной полосы 720 МГц	3–10 пс

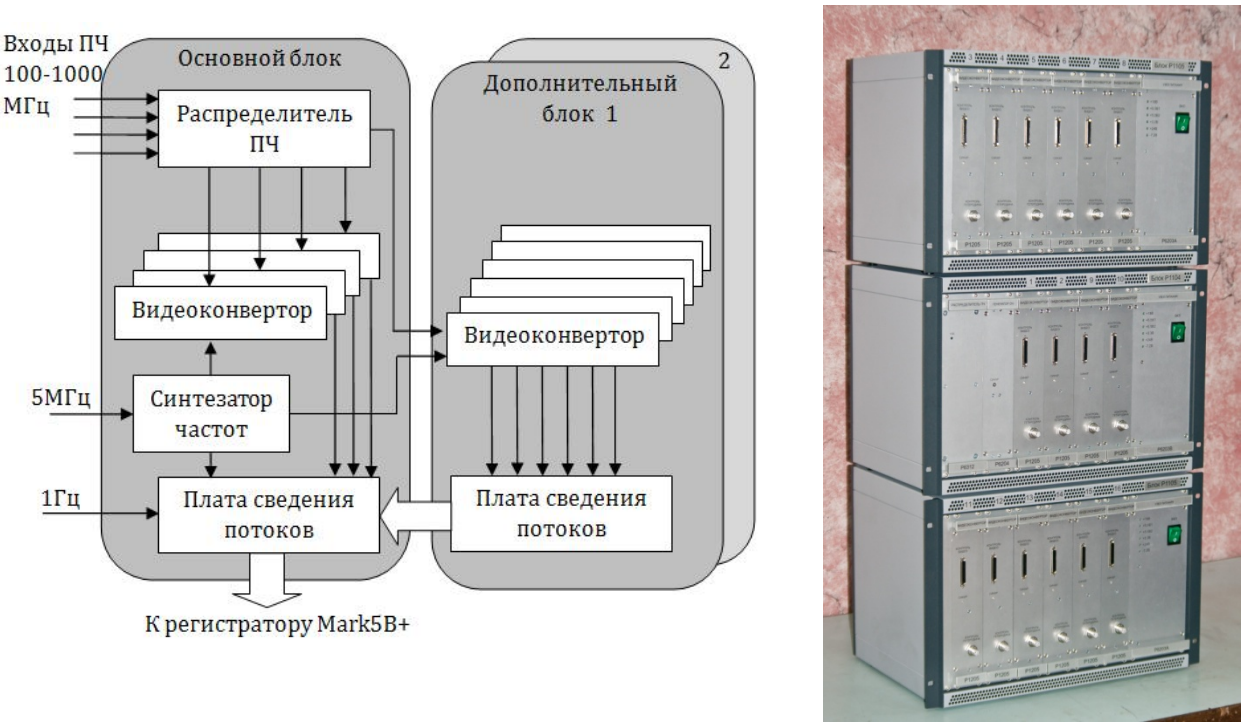


Рис. 1. Система преобразования сигналов Р1002М: структура (слева) и общий вид (справа)

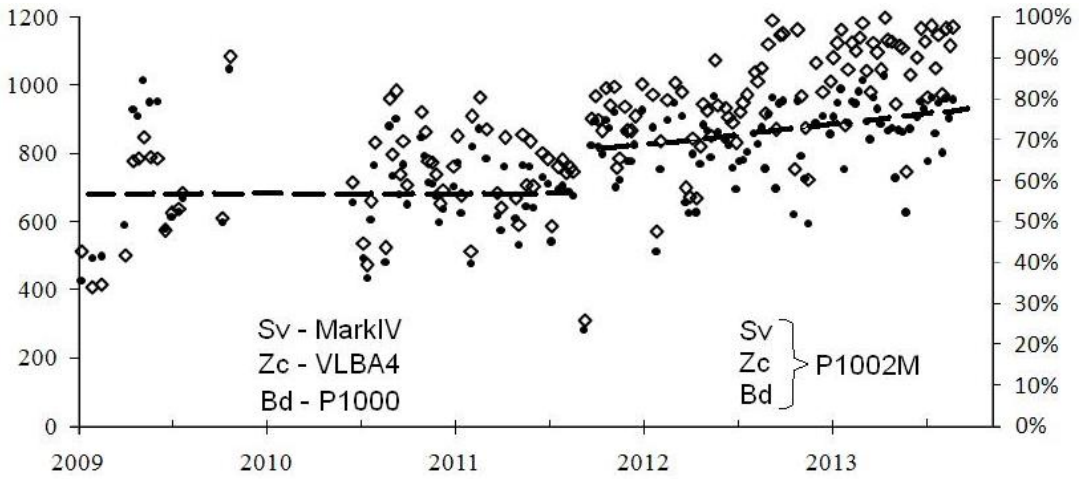


Рис. 2. Среднее число наблюдений, пригодных для вторичной обработки: абсолютное значение (•) и % от общего числа наблюдений за сессию (◊)

С 2011 г. системы Р1002М работают на всех радиотелескопах комплекса «Квазар-КВО» в качестве штатного оборудования и используются во всех РСДБ наблюдениях по отечественным и зарубежным программам, включая траекторные измерения космических аппаратов «Марс-экспресс» и «Венера-экспресс» и совместные наблюдения с аппаратом «Спектр-Р» (проект «РадиоАстрон»). Положительный эффект от замены зарубежных систем на Р1002М, связанный с сокращением инструментальных потерь η_{Σ}, а также практически идеальной линейностью и стабильностью фазовых характеристик каналов, позволил заметно улучшить качество получаемых при РСДБ наблюдениях данных [9]. Чувствительность радиоинтерферометра возросла в среднем на 20–30 %, при этом разброс значений *SNR* для разных каналов сократился более чем на порядок. Таким образом, среднее число полученных за одну сессию результатов наблюдений космических источников радиоизлучения, пригодных для вторичной обработки (в частности, для вычисления параметров вращения Земли), с вводом в эксплуатацию систем Р1002М увеличилось более чем на 20 % (рис. 2).

Новая система преобразования сигналов BRAS. Следующим поколением систем преобразования сигналов комплекса «Квазар-КВО» является широкополосная цифровая система преобразования сигналов BRAS (Broadband Acquisition System) с цифровой обработкой сигналов на высоких частотах и суммарным информационным потоком 16 Гбит/с. В первую очередь, система BRAS предназначена для перспективных радиоинтерферометров на антеннах малого диаметра [10–12], в том числе для новых радиотелескопов РТ-13, строительство которых завершается в обсерваториях «Зеленчукская» и «Бадары», комплекса «Квазар-КВО».

Параметры системы BRAS (табл. 2) позволяют скомпенсировать потери чувствительности радиоинтерферометра, связанные с уменьшением диаметра антенн. Они соответствуют уровню лучших зарубежных разработок, а по соотношению цена–качество превосходят их. Кроме того, система BRAS отличается тем, что предназначена для размещения непосредственно на антенне радиотелескопа, а не в аппаратном помещении, как зарубежные системы. Это позволяет исключить длинные линии передачи сверхвысокочастотных широкополосных сигналов от радиоприемных устройств, а с выхода системы по оптическим линиям с высокой надежностью передавать цифровые потоки данных через интерфейс Ethernet на систему буферизации данных для дальнейшей передачи их в центр корреляционной обработки.

Система BRAS [13; 14] построена по модульному принципу и состоит из восьми одинаковых модулей каналов цифрового преобразования сигналов (КЦП), работающих в диапазоне ПЧ 1–1,5 ГГц, модуля синхронизации и узла питания, соединенных между собой через кросс-плату (рис. 3).

Каждый КЦП (рис. 4) содержит усилитель (УПЧ) с фильтром, ограничивающим спектр входного широкополосного сигнала, аттенюатор для автоматического поддержания оптимального уровня сигнала, быстродействующий АЦП типа ADC081500, ПЛИС типа XC6SLX100T, выполняющую функции цифрового 2-битового квантования сигналов и формирования цифровых потоков в формате VDIF (VLBI Data Interchange Format) для интерфейса 10G Ethernet, а также оптический трансивер. На модуль синхронизации, который формирует и распределяет синфазные сигналы тактовых частот для КЦП, поступают сигналы времени и сигналы опорной частоты 100 МГц от СЧВС-радиотелескопа. Управление системой осуществляет центральный компьютер управления радиотелескопом. В системе предусмотрены функции измерения задержек между сигналами от приемника Глобальной спутниковой навигационной системы (ГНСС) и шкалы времени радиотелескопа (ШВ), анализа спектра входного сигнала, выделения и измерения фазы сигнала фазовой калибровки радиотелескопа, а также ряд функций контроля и диагностики.

Таблица 2

Сравнение параметров системы BRAS и последних зарубежных разработок

Система, страна	DBBC 2010, Италия	RDBE-H, США	CDAS, Китай	BRAS, Россия
Число входов ПЧ	8	2	4	8
Число каналов	8	1	1	8
Полоса пропускания канала, МГц	1024	512	512	512
Диапазон входных частот АЦП, МГц	0–3500	0–1536	50–1024	0–1536
Квантование, бит	1, 2 или 4	2	1, 2 или 4	2 или 8
Формат данных на выходе	VDIF/VSI-H	VDIF (10GE)	VSI-H	VDIF (10GE)
Суммарная скорость потока на выходе, Гбит/с	32	2	2	16
Место размещения	Лаб. корпус	Лаб. корпус	Лаб. корпус	Антенна
Цена при серийном производстве	US$131 470	US$18 000	US$50 000	US$72 000

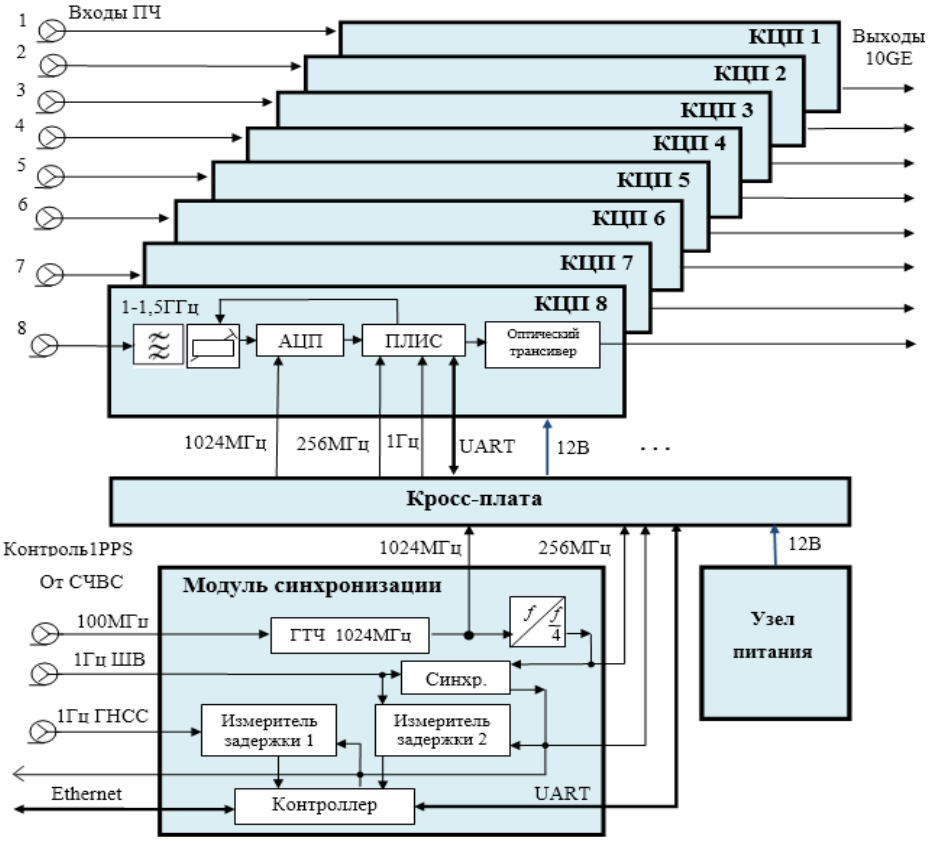


Рис. 3. Система BRAS

Рис. 4. Канал цифрового преобразования сигналов

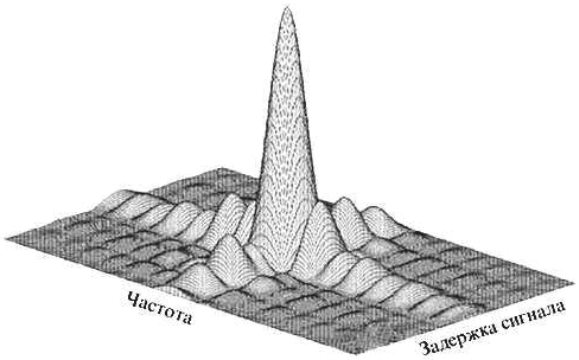


Рис. 5. Корреляционный отклик от источника 0059+581 на базе Светлое–Зенленчукская, полученный при наблюдениях 10.08.2012 г. в диапазоне длин волн 3,5 см с использованием прототипа системы BRAS

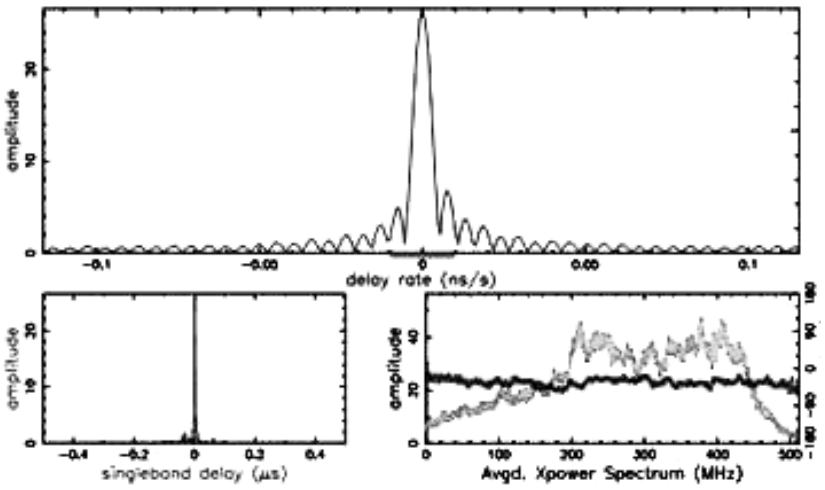


Рис. 6. Корреляционный отклик от источника 1803+784 на базе Бадары–Зеленчукская, полученный при наблюдениях 04.09.2014 г. в диапазоне длин волн 3,5 см с использованием системы BRAS: *SNR* = 341

Испытания системы BRAS. Двухканальный прототип системы был исследован в условиях реальных РСДБ-наблюдений на базе Светлое–Зеленчукская комплекса «Квазар-КВО» с использованием штатного оборудования 32-метровых антенн [15]. При этом в качестве системы буферизации данных использовалась аппаратура регистрации Mark5C фирмы Conduant Corp. (США). В ходе экспериментального сеанса РСДБ наблюдались 8 калибровочных радиоисточников из каталога rfc_2012c со спектральными плотностями мощности потока излучения от 0,09 до 2 Янских. От всех источников были получены четкие корреляционные отклики (рис. 5) с отношением сигнал/шум в 4,7–4,8 раза большим, чем для каналов штатной аппаратуры с шириной полосы пропускания 16 МГц, что приблизительно соответствует соотношению полос пропускания каналов штатной аппаратуры и системы BRAS. Эксперимент показал, что точность определения временного положения корреляционного отклика при использовании одного широкополосного канала (m = 1, B = 512 МГц) приблизительно в 1,6 раза выше точности, которую можно получить при использовании 8 штатных узкополосных каналов и синтезе полосы частот (Δf_{rms} = 736 МГц).

При проведении лабораторных испытаний опытных образцов системы BRAS были измерены их электрические характеристики, проверено и отлажено программное обеспечение, включая конфигурации ПЛИС в КЦП и модулях синхронизации. Механические и климатические испытания опытных образцов подтвердили возможность их эксплуатации непосредственно на антенне радиотелескопа.

Объектовые испытания опытных образцов BRAS были проведены в обсерваториях «Зеленчукская» и «Бадары». При этом использовалось штатное оборудование 32-метровых антенн комплекса «Квазар-КВО». В ходе экспериментального РСДБ-сеанса 4 сентября 2014 года с помощью системы BRAS наблюдались 25 опорных источников радиоизлучения с плотностью потока от 0,6 до 7,6 Янских, используемых обычно для оперативного определения параметров вращения Земли на комплексе «Квазар-КВО». В результате обработки на программном корреляторе в ИПА РАН были получены четкие отклики (рис. 6) от всех наблюдаемых источников с оценкой качества 9 из 10 возможных.

Заключение. Уникальный радиоинтерферометрический комплекс «Квазар-КВО» оснащен отечественной аппаратурой преобразования сигналов, современное состояние которой соответствует мировому уровню. Штатная система P1002M с цифровой обработкой сигналов на видеочастотах хорошо зарекомендовала себя при работе комплекса «Квазар-КВО» как по отечественным, так и по зарубежным программам РСДБ-наблюдений. Создание новой широкополосной системы преобразования сигналов BRAS позволяет оснастить перспективные радиотелескопы на малых антеннах. Ввод в эксплуатацию опытных образцов системы BRAS на строящихся радиотелескопах с 13-метровыми антеннами планируется в 2015 г.

Впервые в стране на радиоинтерферометре комплекса «Квазар-КВО» были проведены РСДБ-наблюдения с использованием широкополосных каналов преобразования сигналов. Использование таких каналов на антеннах большого диаметра позволит заметно повысить чувствительность радиоинтерферометра и увеличить число доступных для наблюдения источников космического радиоизлучения.

Библиографические ссылки

1. РСДБ системы для поддержки ГНС ГЛОНАСС / Ипатов А. В. [и др.] // Труды ИПА РАН. 2012. Вып. 24. С. 12–23.

2. Радиоинтерферометрический коррелятор для комплекса «Квазар-КВО» / И. Ф. Суркис [и др.] // Приборы и техника эксперимента. 2011. № 1. С. 91–99.

3. Использование РСДБ-сети «Квазар-КВО» для фундаментального координатно-временного обеспечения космической системы ГЛОНАСС / А. М. Финкельштейн [и др.] // Письма в АЖ. 2008. Т. 34, № 1. С. 59–69.

4. Finkelstein A, Ipatov A., Smolentsev S. The Network “Quasar”: 2008–2011 // Measuring the Future: Procedings of the Fifth IVS General Meeting. St. Petersburg : Nauka Publ., 2008. P. 39–46.

5. Федотов Л. В. РСДБ-терминалы: современное состояние и перспективы развития // Труды ИПА РАН. 2008. Вып. 19. С. 98–108.

6. Цифровая радиоинтерферометрическая система преобразования сигналов / С. А. Гренков [и др.] // Приборы и техника эксперимента. 2010. № 5. С. 60–66.

7. Цифровой видеоконвертор для системы преобразования сигналов РСДБ радиотелескопа / Е. В. Носов [и др.] // Труды ИПА РАН. 2008. Вып. 19. С. 109–126.

8. Цифровой преобразователь сигналов для радиоастрономических систем / С. А. Гренков [и др.] // Приборы и техника эксперимента. 2009. № 5. С. 80–89.

9. Эффективность замены аналоговых систем преобразования сигналов на радиотелескопах комплекса «Квазар-КВО» системой Р1002М с цифровой обработкой сигналов / Л. В. Федотов [и др.] // Труды ИПА РАН. 2012. Вып. 23. С. 218–223.

10. Геодинамические наблюдения на РСДБ-сети «Квазар-КВО» в 2009–2011 гг. / А. М. Финкельштейн [и др.] // Письма в Астрономический журнал. 2012. Том 38, № 6. С. 446–451.

11. Новое поколение систем преобразования сигналов для перспективных РСДБ-комплексов на антеннах малого диаметра / Л. В. Федотов [и др.] // Труды ИПА РАН. 2012. Вып. 24. С.165–171.

12. Система преобразования сигналов S/X диапазона волн для радиоинтерферометра оперативного мониторинга Всемирного времени / Л. В. Федотов [и др.] // Приборы и техника эксперимента. 2013. № 3. С. 101–108.

13. Перспективная цифровая широкополосная система преобразования сигналов BRAS для РСДБ радиотелескопов / А. С. Бердников [и др.] // Труды ИПА РАН. 2013. Вып. 27. С. 96–101.

14. Цифровая система преобразования сигналов для астрономических радиоинтерферометров / Н. Е. Кольцов [и др.] // Известия высших учебных заведений России. Радиоэлектроника. 2014. Вып. 1. С. 34–40.

15. Экспериментальные исследования прототипа цифровой широкополосной системы преобразования сигналов на радиоинтерферометре комплекса «Квазар-КВО» / Н. Е. Кольцов [и др.] // Труды ИПА РАН. 2013. Вып. 27. С. 477–482.

References

1. Ipatov A. V. et al. [VLBI system for support of GLONASS]. *Trudy IPA RAN*, 2012, vol. 24, p. 12–23. (In Russ.).

2. Surkis I. F. et al. [A Correlator for the Quasar VLBI Network]. *Instruments and Experimental Techniques*. 2011, vol. 54, no. 1, p. 84–91.

3. Finkelstein A. M. et al. [Using the Quasar VLBI Network for the Fundamental Time-Positioning Service of GLONASS]. *Astronomy Letters*. 2008, vol. 34, no. 1, p. 59–69.

4. Finkelstein A., Ipatov A., Smolentsev S. [The Network “Quasar”: 2008 – 2011]. *Measuring the Future. Proceedings of the Fifth IVS General Meeting*. St.Petersburg, Nauka Publ., 2008, p. 39–46.

5. Fedotov L. V. [VLBI Terminals: Modern World Level and Provide Carrying]. *Trudy IPA RAN*. 2009, vol. 19, p. 98–108. (In Russ.).

6. Grenkov S. A. et al. [Digital Radio Interferometric Data Acquisition System]. *Instruments and Experimental Techniques*. 2010, vol. 53, no. 5, p. 675–681.

7. Nosov E. V., Fedotov L. V. [Digital baseband convertor for data acquisition system of VLBI radio telescope]. *Trudy IPA RAN*. 2009, vol. 19, p. 109–126. (In Russ.).

8. Grenkov S. A. et al. [A Digital Signal Converter for Radio Astronomical Systems]. *Instruments and Experimental Techniques*. 2009, vol. 52, no. 5, p. 686–694.

9. Fedotov L. V. et al. [Efficiency of replacement of analog DAS on new R1002M system with digital processing of signals on radio telescopes of VLBI network “Quasar”]. *Trudy IPA RAN*. 2012, vol. 23, p. 218–223. (In Russ.).

10. Finkelstein A. M. et al. [Geodynamic Observations on VLBI Network “Quasar” at 2009–20011]. *Astronomy Letters*. 2012, vol. 38, no. 6, p. 446–451.

11. Fedotov L. V. et al. [The next-generation data acquisition system for perspective VLBI-network with small diameter antennas]. *Trudy IPA RAN*. 2012, vol. 24, p. 165–171. (In Russ.).

12. Fedotov L. V. et al. [A Data Acquisition System of the S/X-wave Range of the Radio Interferometer for the Universal Time On-Line Monitoring]. *Instruments and Experimental Techniques*. 2013, vol. 56, no. 3, p. 339–346.

13. Berdnikov A. S. et al. [The perspective digital broadband conversion system BRAS for VLBI radio telescopes]. *Trudy IPA RAN*. 2013, vol. 27, p. 96–101. (In Russ.).

14. Koltsov N. E. et al. [Digital wideband signals conversion system for astronomical interferometers]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy Rossii. Radioelektronika*. 2014, vol. 1, p. 34–40. (In Russ.).

15. Koltsov N. E. et al. [Experimental research of digital broadband acquisition system prototype on the radio interferometer of VLBI-network “Quasar”]. *Trudy IPA RAN*. 2013, vol. 27, p. 477–482. (In Russ.).

© Маршалов Д. А., Носов Е. В., Федотов Л. В., 2014

УДК 631.1

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 88–97

ИЗМЕРЕНИЕ ВЛАЖНОСТИ И ВЫСОТЫ ПОСЕВОВ СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННЫХ ПОЛЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРИЕМНИКА СИГНАЛОВ ГЛОНАСС И GPS

В. Л. Миронов, М. И. Михайлов, К. В. Музалевский, А. В. Сорокин,
С. В. Фомин, А. Ю. Каравайский

Институт физики им. Л. В. Киренского СО РАН
Российская Федерация, 660049, г. Красноярск, Академгородок, 50/38
E-mail: rsdvm@ksc.krasn.ru, rsdkm@ksc.krasn.ru

Проведены теоретические и экспериментальные исследования возможности измерения влажности и высоты растительного покрова сельскохозяйственных полей с помощью приемника сигналов глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС). Измерение интерференционной картины (интерферограмм) сигналов ГНСС проводилось в августе 2013 г. в пригороде Красноярска на сельскохозяйственных полях, засеянных рапсом, рожью, пшеницей и ячменем. Запись сигналов ГЛОНАСС и GPS производилась на стандартный, промышленно выпускаемый приемник МРК-32Р (ФГУП НПП «Радиосвязь», город Красноярск). Синхронно с измерением интерферограмм проводились контактные измерения гранулометрического состава и объемной влажности почвы на глубине 5 и 10 см, высоты, объемной влажности и плотности растительности. Кроме того, были проведены диэлектрические измерения ржи и построена диэлектрическая модель, которая позволила рассчитывать комплексную диэлектрическую проницаемость растительности в зависимости от ее влажности. Метод восстановления объемной влажности и высоты растительности основан на решении обратной задачи путем минимизации нормы невязки между измеренной и теоритически рассчитанной интерферограммами сигналов ГНСС. Теоретическая модель интерферограмм учитывала лишь когерентную составляющую поля отраженной волны от неровной поверхности почвы со слоем растительности. При этом объемная влажность и гранулометрический состав почвы считались известными.

В результате показано удовлетворительное соответствие между экспериментально измеренными интерферограммами и рассчитанными на основе предложенной теоретической модели интерферограмм сигналов ГНСС. В ходе экспериментов для различных культур рапса, ржи, пшеницы и ячменя показана принципиальная возможность измерения высоты и объемной влажности растительного покрова сельскохозяйственных полей. Восстановленные значения высоты и влажности растительного покрова тестовых участков в среднем с погрешностью 0,17 м и 0,21 кг/м^2 соответствуют значениям, измеренным контактным методом. Для внедрения предложенного метода измерения влажности и высоты растительности с помощью сигналов ГНСС необходима дальнейшая валидация в полевых условиях.

Ключевые слова: навигационные спутниковые системы, ГЛОНАСС, GPS, дистанционное зондирование Земли, спутниковый мониторинг сельхозугодий, влажность посевов, высота посевов, биомасса посевов.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 88–97

MEASUREMENT OF HEIGHT AND MOISTURE OF AN AGRICULTURAL VEGETATION USING GPS/GLONASS RECEIVER

V. L. Mironov, M. I. Mikhaylov, K. V. Muzalevskiy, A. V. Sorokin,
S. V. Fomin, A. U. Karavayskiy

The Institute of Physics of the Academy of Sciences
50/38, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation
E-mail: rsdvm@ksc.krasn.ru, rsdkm@ksc.krasn.ru

In this paper, possibility of measuring of moisture and heights of vegetation at agricultural fields using receiver of global navigation satellite systems (GNSS) signals is theoretically and experimentally studied. Measurement of GNSS interference pattern (interferogram) was held in August 2013 at suburb of Krasnoyarsk on agricultural fields planted with rape, rye, wheat and barley. Signals of GLONASS and GPS were recorded on a standard receiver MRK-32P ("Radiosvayz", Krasnoyarsk). Measurements of texture, bulk density and volumetric moisture of soil at the depth of 5 cm and 10 cm, height, volumetric moisture and bulk density of the vegetation were carried out synchronously with the measurement of interferograms. In addition, the dielectric measurements of rye were carried out based on which dielectric model was built, that is allowed to calculate the complex permittivity of vegetation, depending on its

volumetric moisture content. The method of retrieving of volumetric moisture and heights of vegetation is based on solving the inverse problem by minimizing the norm of the residual between the measured and theoretically calculated interferogram. The theoretical model of interferogram takes into account only the coherent component of field of reflected wave from the rough soil surface covered with a vegetation. At the same time, the volumetric moisture and texture of soil were assumed as known parameters.

As a result, a good agreement between measured and calculated interferograms was shown. Retrieved vegetation heights and moisture on the test plots with an average error of 0.17 m and 0.21 kg/m^2 corresponds to values, which are measured by the contact method.

Keywords: global navigation satellite system, GLONASS, GPS, remote sensing, satellite monitoring of farmland, vegetation moisture, vegetation height, vegetation biomass.

Введение. В настоящее время активно развивается метод дистанционного измерения физических характеристик покровов Земли с использованием сигналов глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) [1–13]. Сигналы, излучаемые ГНСС в круглосуточном режиме, покрывают поверхность всей Земли и не зависят от погодных условий. Метод измерения основан на регистрации приемником сигналов ГНСС интерференционной картины, возникающей в результате суперпозиции поля прямой волны, распространяющейся от спутника ГНСС к приёмной антенне, расположенной на высоте нескольких метров над поверхностью почвы, с полем отраженной волны от поверхности почвы. Характер интерференционной картины, сформированной многолучевым распространением сигналов ГНСС, зависит от электро-, геофизических характеристик почвенного и надпочвенного покрова (влажность почвы, влажность и высота растительности). В результате эти параметры могут быть восстановлены из измеренной приемником ГНСС интерференционной картины с использованием теоретической модели, описывающей интерференцию амплитуд сигналов в приемнике ГНСС. В работах [1–3; 5; 6] исследовалась принципиальная возможность измерения влажности поверхностного слоя почвенного покрова с использованием сигналов ГНСС. Измерение влажности осуществлялось как с использованием промышленно выпускаемых образцов приемников [1; 4; 6–10], так и с опытными образцами [2; 3]. При этом приемники оснащаются как антеннами с правой круговой [1; 4–10], так и вертикальной поляризацией [2; 3]. В самое последнее время [1] была экспериментально доказана возможность применения для измерения влажности почвенного покрова стандартных приемников сигналов ГНСС, составляющих сеть Earthscope Plate Boundary Observatory, которая создана на территории США для мониторинга смещений тектонических плит в зонах разломов. Предложены методы и проведены эксперименты [12; 13] по одновременному определению влажности почвенного и растительного надпочвенного покрова. Особенностью подхода стало использование специально разработанного приемника и антенн с вертикальной поляризацией.

В России впервые исследования по измерению влажности почвенного покрова с применением сигналов ГНСС были начаты в 2011 г. [4]. В работе [10] проведены измерения интерференционных ГНСС сигналов с использованием стандартного приемника МРК-32 производства ОАО «НПП «Радиосвязь», г. Красноярск, оснащенного антенной с правой круговой поляризацией; получены оценки влажности с применением алгоритма, предложенного в [2]. В результате этого исследования установлено, что применение стандартной приемной антенны с правой круговой поляризацией позволяет восстанавливать влажность с погрешностью больше чем 0,04 см^3/см^3, которая принята предельно допустимой для спутников дистанционного зондирования Земли. В дальнейшем в работе [5] был создан оригинальный алгоритм обработки интерференционного сигнала, позволивший при использовании антенны с линейной вертикальной поляризацией восстановить влажность почвы с погрешность меньше чем 0,04 см^3/см^3. При этом в модели интерференционного сигнала была использована модель диэлектрической проницаемости почвы, обладающая существенно меньшей погрешностью по сравнению с моделями, примененными в [2; 3]. Прием на антенну с вертикальной поляризацией подтвердил свою эффективность при тестировании на большем объеме экспериментальных данных [6].

В данной работе проводится анализ экспериментальных данных [7] и исследуются потенциальные возможности сигналов ГНСС, принятых аппаратурой МРК-32Р, оснащенной антенной с правой круговой поляризацией, для измерения влажности почвы, влажности и высоты растительного покрова сельскохозяйственных полей.

Автономный измерительно-регистрирующий комплекс на базе серийного приемника сигналов ГЛОНАСС/GPS МРК-32Р и методика измерений. Для проведения полевых экспериментов по дистанционному зондированию земных покровов с помощью сигналов ГНСС GPS и ГЛОНАСС был собран автономный измерительно-регистрирующий комплекс (АИРК) на базе серийного комплекта МРК-32Р производства НПО «Радиосвязь», г. Красноярск. Блок-схема измерительной установки АИРК представлена на рис. 1. Сигналы ГНСС принимаются с помощью антенн 1, 2, 3, 4 в различных конфигурациях (рис. 1). В данном эксперименте измерения проводились на антенну 1, представляющую собой антенный модуль АМ-7 комплекта МРК-32Р (рис. 2). Антенна размещалась на переносной металлической треноге с удлинительной штангой (рис. 2). Максимальная высота размещения фазового центра антенны в полевых условиях может достигать 3,3 м. Сигналы навигационных спутников, принятые антенной, поступают через смеситель в блок МРК-11 ПрМ-16. Здесь сигналы обрабатываются и через конвертер RS-232/USB2.0

направляются в ноутбук. С помощью специального программного обеспечения обеспечивается визуализация процесса приема и обработки сигналов, а также их запись в бинарный файл. Методика проведения эксперимента включала в себя две стадии: полевые измерения и первичная камеральная обработка данных. При полевых работах на месте проведения сеанса наблюдения производился монтаж антенной системы, выставлялась необходимая высота антенны и ее ориентация по азимуту и углу места. После подключения всех разъемов осуществляется проверка работоспособности аппаратуры, прогрев и настройка в течение 10–15 мин. Затем осуществляется включение на запись принимаемого сигнала на жесткий диск ноутбука. Первичная камеральная обработка заключается в извлечении и преобразовании полученных данных из бинарного файла в серию файлов в формате csv (обработка программой Excel). Для удобства дальнейшей обработки все записи сигналов компонуются стандартным образом в один проект в среде программы OriginLab, куда также добавляется информация о существенных обстоятельствах проведенного сеанса (место, время, характеристики антенной конфигурации, объекта и т. п.). Полученные в таком виде экспериментальные данные проходили дальнейшую обработку и анализ.

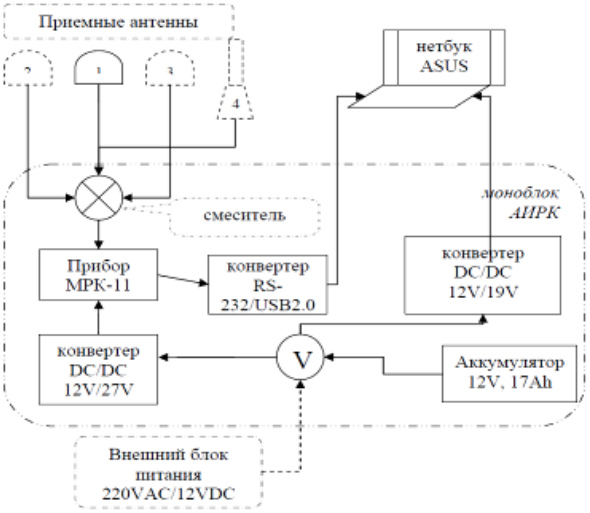


Рис. 1. Блок-схема приемника сигналов ГНСС

В качестве объектов исследования были выбраны поля ФГУП «Минино» Российской академии сельскохозяйственных наук, засеянные рапсом, пшеницей, ячменем и рожью. Во время эксперимента на каждом из полей были проведены измерения высоты растительности, среднее количество стеблей на квадратный метр, отобраны образцы растительности и почвы (с глубины 5 и 10 см) для определения влажности термостатно-весовым методом; проведен гранулометрический анализ образцов почв на содержание глинистой фракции. Результаты гранулометрического анализа почвенных образцов представлены в табл. 1. Как следует из табл. 1, содержание глинистой фракции в почве практически не изменяется для всех тестовых участков. В дальнейших расчетах диэлектрической проницаемости будем использовать среднее значение глинистой фракции W_c = 0,312 г/г.

Рис. 2. Антенна правой круговой поляризации приемника ГНСС, снабженная поворотным устройством

Таблица 1

Содержание глинистой фракции почвы участков полей

№	Наименование поля	Массовое содержание глинистой фракции, г/г
1	Рожь	0,312
2	Пшеница	0,316
3	Рапс	0,309

Поля с различными видами культур находились на достаточно ровной поверхности и имели форму прямоугольника, стороны которого ориентированы по направлениям света. Антенна приемника располагалась на северной границе выбранного поля. Максимум диаграммы направленности антенны ориентировался по горизонту в южном направлении. В результате такой ориентации антенны большая часть зон, существенных для отражения сигналов спутников GPS и ГЛОНАСС, проходили по исследуемому полю. Характеристики исследуемых зерновых культур и условия проведенных сеансов измерений представлены в табл. 2.

Диэлектрическая модель растительного покрова и почвы. Модель комплексной диэлектрической проницаемости посевов была построена на основе измерения комплексной диэлектрической проницаемости (КДП) образцов растительности с поля, засеянного рожью. Измерения проводились с использованием методики, разработанной ранее [14], на частоте 1,51 ГГц и в диапазоне влажностей от 0,11 до 0,52 г/г, при комнатной температуре 25 °С. Для измерений был использован векторный анализатор цепей ZVK, изготовленный фирмой Rohde-Schwarz. Исследуемый образец помещается в измерительный контейнер, который представляет собой отрезок коаксиального волновода, подключенный к векторному анализатору цепей. Срезанные на поле колосья ржи вместе со стеблями в лабораторных условиях были высушены

и размолоты до порошкообразного состояния. Далее образец увлажнялся дистиллированной водой и выдерживался в герметичном состоянии 5 суток. По истечении 5 суток проводились диэлектрические измерения, после которых определялась влажность каждого образца. Образец взвешивался и помещался в тепловой шкаф, в котором при температуре 105 ºС он выдерживался в течение 24 ч, далее производилось очередное взвешивание. Таким образом, определялась влажность термостатно-весовым способом. На рис. 3 показана зависимость приведенных коэффициентов преломления $(n_s–1) / \rho_d$ и поглощения κ_s / ρ_d образца растительности, где ρ_d – плотность сухого образца от его весовой влажности m_g.

Зависимости, показанные на рис. 3, можно описать рефракционной моделью смеси сухого органического вещества растений и воды в растениях [14]:

$$n_s = 1 + \frac{n_m - 1}{\rho_m}\rho_d + (n_w - 1)W, \qquad \kappa_s = \frac{\kappa_m}{\rho_m}\rho_d + \kappa_w W, \tag{1}$$

где n_m, n_w, κ_m, κ_w – показатели преломления и поглощения соответственно; индексы m и w относятся к органическому веществу сухих растений и воде в растениях соответственно; ρ_d – плотность органического вещества сухих растений, которая измерялась в эксперименте. С помощью регрессионного анализа данных, представленных на рис. 3, найдены следующие параметры модели (1):

$$\frac{n_m - 1}{\rho_m} = 0{,}13,\ (n_w - 1) = 7{,}69,\ \frac{\kappa_m}{\rho_m} = 1{,}065,\ \kappa_w = 0. \tag{2}$$

Комплексный показатель преломления для слоя влажной растительности в полевых условиях оценим исходя из рефракционной формулы смеси (1), учитывая долю воды, содержащейся в объеме биомассы.

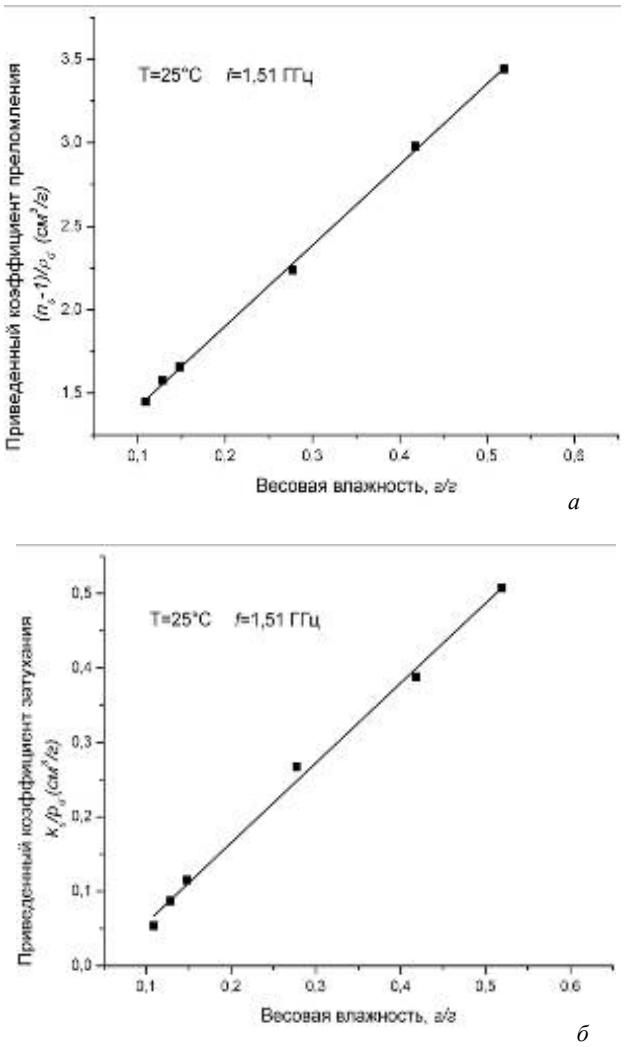


Рис. 3. Зависимость приведенного коэффициента преломления образца $(n_s–1)/\rho_d$ (*а*) и приведенного коэффициента затухания κ_s / ρ_d (*б*) от весовой влажности m_g образца растительности

Таблица 2

Характеристики зерновых культур и условия сеанса измерения

Условия сеансов	Ед. изм.	Рожь озимая	Пшеница яровая	Ячмень яровой	Рапс яровой
Дата проведения 1 сеанса	–	20.08.2013	26.08.2013	27.08.2013	28.08.2013
Широта точки измерения	с. ш.	56°04′43″.2	56°05′02″.8	56°04′38″.1	56°04′54″.4
Долгота точки измерения	в. д.	92°40′26″.5	92°40′35″.5	92°40′42″.5	92°40′28″.6
Высота фазового центра антенны	м	3,08	3,08	3,07	3,06
Ориентация оси антенны	град	197	174	185	175
Средняя высота растительного слоя	м	1,03	0,87	0,77	0,66
Средняя длина растений	м	1,18	0,74	0,81	0,59
Плотность посадки растений	шт/м^2	380	370	340	150
Содержание сухой биомассы в слое	г/см^3·10^{-3}	1,01	0,66	0,66	0,50

Окончание табл. 2

Условия сеансов	Ед. изм.	Рожь озимая	Пшеница яровая	Ячмень яровой	Рапс яровой
Объемная влажность растительного слоя	$см^3/см^3 \cdot 10^{-3}$	0,59	0,79	1,49	2,31
Объемная влажность почвы на глубине 5 см	$см^3/см^3$	0,27	0,23	0,29	0,19
Объемная влажность почвы на глубине 10 см	$см^3/см^3$	0,30	0,33	0,31	0,27

Тогда эффективные показатели преломления n_l и поглощения κ_l растительного покрова могут быть записаны в следующем виде:

$$n_l = 1 + 2\frac{n_m - 1}{\rho_m}\rho_l + (n_w - 1)W_l,$$
$$\kappa_l = 2\frac{\kappa_m}{\rho_m}\rho_l + \kappa_w W_l, \quad (3)$$

где ρ_l – эффективная плотность слоя, заполненного сухими растениями. Эффективная плотность слоя была оценена как содержание сухой биомассы в кубическом метре посевов (см. табл. 2). Далее модель (3) будет использоваться при теоретическом расчете интерферограмм сигналов ГНСС.

КДП почв сельскохозяйственных земель как функция частоты электромагнитного поля f, объемной влажности W_s и весового содержания глины W_c в почве рассчитывалась на основе рефракционной диэлектрической модели смеси [15]. Частота электромагнитного поля задается передатчиком ГНСС, объемная влажность W_s почвы задавалась значениями из табл. 2.

Теоретическая модель интерферограмм сигналов ГЛОНАСС и GPS. Геометрия задачи изображена на рис. 4. Антенна приемника ГНСС расположена на высоте h над поверхностью земли, покрытой растительным слоем толщиной d. Максимум диаграммы направленности антенны ориентирован на горизонт. Излучение ГНСС имеет правую круговую поляризацию. Амплитуда сигнала $U(\theta)$, регистрируемая приемником ГНСС, оснащенным антенной с правой круговой поляризацией, может быть описана следующей формулой [1]:

$$U(\theta) = F(\theta)\cdot\left|1 + \Gamma(\theta)e^{2ik_0 h_e \cos\theta}\right|^2, \quad (4)$$

где $F(\theta)$ – амплитуда на выходе приемника ГНСС в отсутствие волны, рассеянной растительным и почвенным покровом; $\Gamma(\theta)$ – комплексный коэффициент отражения от почвенного и растительного покрова волны, имеющей правую круговую поляризацию; θ – угол падения волны на поверхность почвенного и растительного покрова; h_e – эффективная высота фазового центра антенны над растительным покровом; $k_0 = \omega / c$ – волновое число свободного пространства; $\omega = 2\pi f$, где f – частота электромагнитного поля, излучаемая спутником ГНСС. Будем пренебрегать явлениями дифракции и рассеяния электромагнитных волн на элементах растительного покрова, представленного зерновыми культурами. В этом случае будем рассматривать растительный покров в виде однородного диэлектрического слоя, расположенного на почве.

Обозначим через ε_s и ε_l относительные комплексные диэлектрические проницаемости почвы и растительности соответственно.

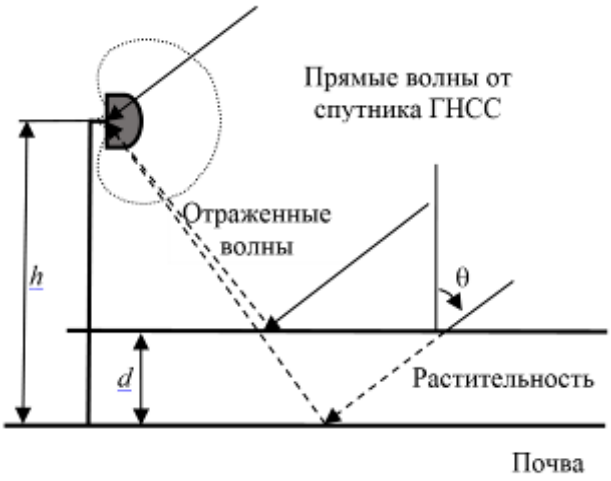


Рис. 4. Многолучевое распространение волн от спутников ГНСС при расположении приемной антенны (ориентированной на горизонт) приемника ГНСС на высоте h над почвой, покрытой слоем растительности толщиной d: θ – угол падения, α – угол возвышения, $\theta = 90^\circ - \alpha$

Комплексный коэффициент отражения от слоистой среды «растительность–почва» для плоских волн с горизонтальной $\Gamma_H(\theta)$ и вертикальной $\Gamma_V(\theta)$ поляризациями можно рассчитать по формуле [2]

$$\Gamma_{H,V}(\theta) = \frac{R_{l,H,V}(\theta) + R_{s,H,V}(\theta)e^S e^{2ik_0 d_e w_l}}{1 + R_{l,H,V}(\theta)R_{s,H,V}(q)e^S e^{2ik_0 d_e w_l}}, \quad (5)$$

где $R_{l,H,V}(\theta)$ и $R_{s,H,V}(\theta)$ – коэффициенты отражения Френеля от границы «воздух–растительность» и «растительность–почва»; $S = -2[k_0\sigma\cos\theta]^2$; σ – среднеквадратичное отклонение высот неровностей поверхности почвы; $w_l = \sqrt{\varepsilon_l - \sin^2(\theta)}$ – волновое число в слое растительности; d_e – высота слоя растительности. Коэффициенты отражения Френеля $R_{l,H,V}(\theta)$, $R_{s,H,V}(\theta)$ рассчитываются по формулам

$$R_{l,V}(\theta) = \frac{\varepsilon_l \cos\theta - \sqrt{\varepsilon_l - \sin^2\theta}}{\varepsilon_l \cos\theta + \sqrt{\varepsilon_l - \sin^2\theta}},$$

$$R_{s,V}(\theta_1) = \frac{\varepsilon_s \cos\theta_1 - \sqrt{\varepsilon_l}\sqrt{\varepsilon_s - \varepsilon_l \sin^2\theta_1}}{\varepsilon_s \cos\theta_1 + \sqrt{\varepsilon_l}\sqrt{\varepsilon_s - \varepsilon_l \sin^2\theta_1}}, \quad (6)$$

$$R_{l,H}(\theta) = \frac{\cos\theta - \sqrt{\varepsilon_l - \sin^2\theta}}{\cos\theta + \sqrt{\varepsilon_l - \sin^2\theta}},$$

$$R_{s,H}(\theta_1) = \frac{\varepsilon_l \cos\theta_1 - \sqrt{\varepsilon_s - \varepsilon_l \sin^2\theta_1}}{\varepsilon_l \cos\theta_1 + \sqrt{\varepsilon_s - \varepsilon_l \sin^2\theta_1}}, \quad (7)$$

где $\theta_1 = a\sin\left(\sin\theta / \sqrt{\varepsilon_l}\right)$. Окончательно коэффициент отражения $\Gamma(\theta)$ в формуле (4) рассчитывается с использованием выражений (5)–(7) по формуле

$$\Gamma_R(\theta) = \frac{\Gamma_V(\theta) + \Gamma_H(\theta)}{2}. \quad (8)$$

Частота электромагнитного поля, излучаемого спутниками ГЛОНАСС, рассчитывается по формуле f = 1 602 МГц + n · 0,5625 МГц, где n – это номер частотного канала (n = −7, …, 6), спутники GPS излучают электромагнитные волны на фиксированной частоте: f = 1575,42 МГц.

Чувствительность интерферограмм сигналов ГНСС к вариации влажности и высоте растительного слоя. Проведем расчет интерферограмм сигналов ГНСС на основе формул (4)–(8). Амплитуду на выходе приемника ГНСС в отсутствие волны, рассеянной растительным и почвенным покровом, зададим в виде полинома четвертой степени $F(\theta) = -0{,}0321 + 0{,}0149\theta + 0{,}0001\theta^2 - 0{,}0106\cdot10^{-4}\theta^3 - 0{,}0108\cdot10^{-6}\theta^4$ (полином получен в результате регрессионного анализа экспериментальной интерференционной картины одного из сигнала, принятого от спутника GPS, нормированного на средний уровень сигнала при угле падения 80°). При расчете КДП почвы содержание глины и объемная влажность задавалась равными 0,312 г/г и 0,25 см^3/см^3 соответственно. При расчете КДП растительного слоя плотность сухой биомассы задавалась равной $1{,}01\cdot10^{-3}$ г/см^3. Высота приемника была задана 3,05 м, а шероховатость поверхности почвы 0 см. На рис. 5 приведены рассчитанные интерферограммы сигналов ГНСС в зависимости от влажности растительного слоя в сравнении с интерферограммами сигналов ГНСС в отсутствии растительного слоя (влажность слоя равна нулю).

Из результатов расчетов, приведенных на рис. 5, видно, что угловые зависимости амплитуд сигналов ГНСС существенно изменяются по величине при увеличении влажности растительного слоя по сравнению с сигналом в отсутствие растительного слоя на поверхности почвы. При фиксированной влажности слоя растительности и увеличении его высоты от 0,1 до 0,9 м (рис. 6) угловые зависимости амплитуд сигналов ГНСС испытывают значительные фазовые вариации. Фазовая вариация интерференционной картины в большей степени чувствительна к изменению высоты растительного слоя, амплитудные вариации – к влажности.

Проведенный анализ показывает принципиальную возможность восстановления влажности и высоты растительного слоя на основе измерения угловых амплитудных зависимостей сигналов ГНСС.

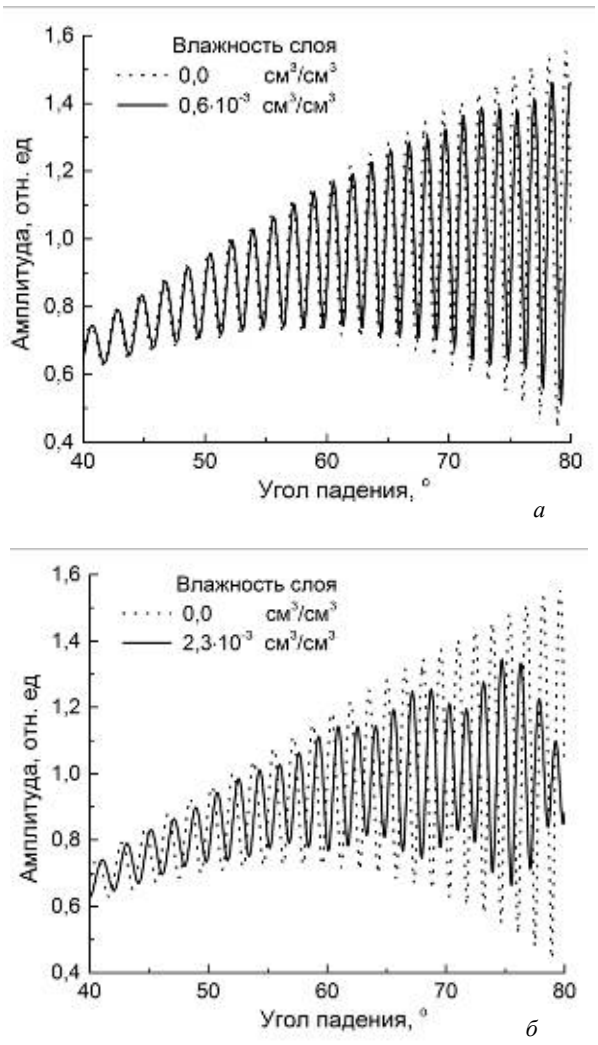


Рис. 5. Интерферограммы сигналов ГНСС в зависимости от влажности растительного слоя. Высота растительного слоя задавалась равной 0,9 м

Определение влажности и высоты растительного покрова с использованием измеренных интерферограмм сигналов ГЛОНАСС и GPS. Метод восстановления, влажности и высоты растительности сельскохозяйственных полей из интерференционной картины сигналов ГНСС основан на минимизации в диапазоне углов зондирования 50°≤ θ ≤ 80° функционала, образующего норму невязки между измеренной амплитудой сигнала ГНСС $U^m(\theta)$ и модельным значением $U(\theta)$ (см. формулу (4)). В общем виде минимизируемый функционал является функцией объемной влажности W_s и весового содержания глины W_c в почве, влажности W_l и высоты d_e растительного покрова, высоты антенны приемника ГНСС h_e и среднеквадратичной высоты неровностей поверхности почвы σ. Проведенные исследования показали, что коэффициент отражения волны с правой круговой поляризацией при падающей волне от спутника ГНСС правой круговой поляризации слабо меняется (менее 3 %) при вариациях весового содержания глины (0,20–0,49 г/г) и объемного содержания влаги (0,18–0,40 см^3/см^3) в почве. В связи с этим при минимизации функционала объемное содержание влаги задавалось средним

значением между сухой почвой и влажностью при полной влагоемкости W_s = 0,23 см^3/см^3, весовое содержание глины задавалось средним значением по содержанию глинистой фракции на исследуемых полях W_c = 0,312 г/г. Среднеквадратичная высота неровностей поверхности почвы задавалась равной σ = 0,0 м.

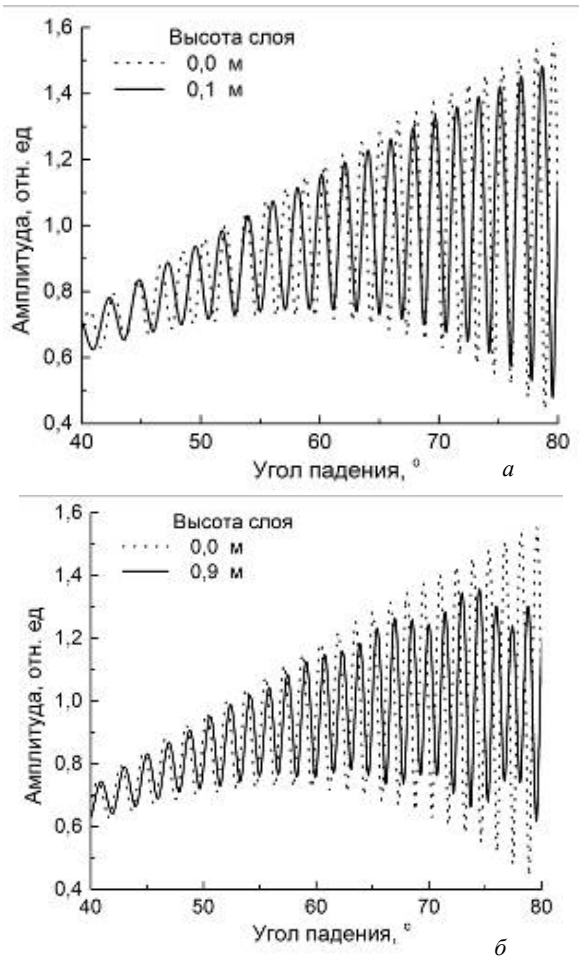


Рис. 6. Интерферограммы сигналов ГНСС в зависимости от высоты растительного слоя. Влажность растительного слоя задавалась 1,5 г/см^3

Метод восстановления влажности и высоты растительности из интерференционной картины сигналов ГНСС поэтапно реализовывался по следующему алгоритму:

1. В формуле (4) средний уровень амплитуды сигналов на выходе приемника ГНСС $\bar{U}(\theta)$ может быть аппроксимирован полиномом четвертой степени $\bar{U}(\theta) = a_0 + a_1 q + a_2\theta^2 + a_3\theta^3 + a_4\theta^4$. Воспользуемся этой функцией в регрессионном анализе экспериментального интерференционного сигнала и найдем коэффициенты $a_{i,1}$ полинома $\bar{U}(\theta)$. Полученную экспериментальную функцию $\bar{U}(\theta)$ будем использовать в дальнейшем в качестве первого приближения для теоретической модели амплитуды $F_1(\theta) = \bar{U}(\theta)$ на выходе приемника ГНСС в отсутствие отраженной волны растительным и почвенным покровом.

2. На втором этапе путем минимизации функционала нормы невязки находим первые приближения для высоты антенны приемника ГНСС $h_{e,1}$, высоты $d_{e,1}$ и объемной влажности $W_{l,1}$ растительного слоя.

3. На заключительном этапе проводится минимизация функционала и определяются следующие восстанавливаемые параметры: $a_{i,\mathrm{F}}$, $h_{e,\mathrm{F}}$, $d_{e,\mathrm{F}}$, $W_{l,\mathrm{F}}$. При этом в качестве начальных величин для этих параметров используются значения, определенные на предыдущих этапах: $a_{i,1}$, $h_{e,1}$, $d_{e,1}$, $W_{l,1}$.

Данная методика была реализована на языке программирования C++ в рабочей среде программы OriginLab, в которой производилась минимизация функционала на основе алгоритма Левенберга–Марквардта [16]. Вышеописанный алгоритм был применен для восстановления влажности и высоты посевов следующих культур: рапс, рожь, пшеница и ячмень. На рис. 7 приведены результаты экспериментальной и теоретически рассчитанной интерференционной картины.

В табл. 3 сведены восстановленные параметры модели и экспериментально измеренные контактными методами соответствующие величины (обозначены с индексом m).

Содержание воды растительного слоя на один квадратный метр M_l рассчитывалось по формуле $M_l = W_l \cdot \rho_w \cdot d_e$, ρ_w = 1 000 кг/м^3 – плотность воды. Высота фазового центра антенны $h_{e,\mathrm{m}}$ над растительным покровом рассчитывалась как разница между высотой антенны над почвой h и высотой растительного покрова d_m, измеренными на поле во время эксперимента.

В экспериментах по измерению влажности и высоты растительности с помощью приемника МРК-32Р показано, что в среднем погрешность измерения высоты и влажности растительного покрова сельскохозяйственных полей с четырьмя различными видами культур составляет величину Δd_e = 0,17 м и ΔM_l = 0,21 кг/м^2 соответственно (табл. 3). Предложенная теоретическая модель (4)–(8), описывающая амплитуду сигнала, регистрируемого приемником ГНСС в присутствии почвенного покрова, покрытого растительностью, в среднем с коэффициентом корреляции 0,71 коррелирует с измеренными интерференционными сигналами.

Таблица 3

Восстановленные и измеренные параметры растительности

Поле	$h_{e,F}$, м	$d_{e,F}$, м	$W_{l,F}10^{-3}$, м^3/м^3	$M_{l,F}$, кг/м^2	$h_{e,m}$, м	d_m, м	$W_{l,m}10^{-3}$, м^3/м^3	$M_{l,m}$, кг/м^2
Рапс	2,56	0,45	3,35	1,51	2,39	0,66	2,30	1,52
Рожь	2,26	0,87	1,10	0,96	2,05	1,03	0,60	0,62
Пшеница	2,23	0,87	1,19	1,04	2,21	0,87	0,79	0,69
Ячмень	2,54	0,49	2,1	1,03	2,30	0,77	1,51	1,16

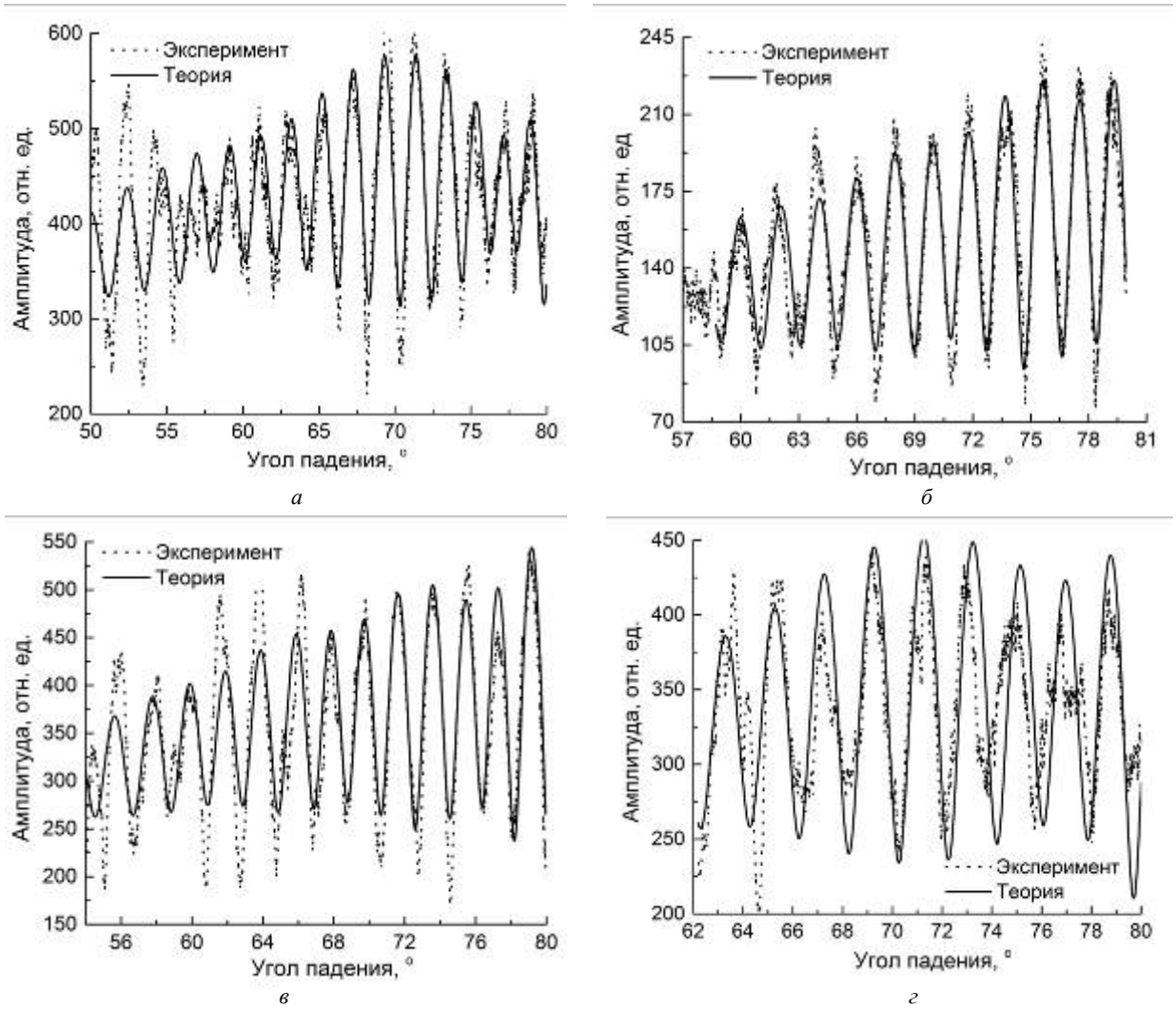


Рис. 7. Интерференционная картина, записанная приемником МРК-32 при регистрации сигналов GPS над сельскохозяйственным полем с посевами: *а* – рапс (спутник № 5, дата 28.08.2013), *б* – рожь (спутник № 1, дата 20.08.2013), *в* – пшеница (спутник № 10, дата 26.08.2013), *г* – ячмень (спутник № 2, дата 27.08.2013)

Заключение. Разработана теоретическая модель интерферограмм сигналов ГЛОНАСС и GPS, в которую интегрирована модель комплексной диэлектрической проницаемости почв с параметрами, характерными для почв тестовых участков сельскохозяйственных земель с посевами пшеницы, ржи, рапса и ячменя в Емельяновском районе Красноярского края.

Проведены полевые измерения интерферограмм сигналов ГЛОНАСС и GPS отечественным приемником МРК-32Р на тестовых участках. При сопоставлении теоретической модели интерферограмм с экспериментально измеренными получена высокая корреляция между ними. На основе разработанной теоретической модели интерферограмм и диэлектрической модели почв и растительности создан алгоритм определения влажности и высоты растительного покрова для тестовых участков пшеницы, рапса, ржи и ячменя в Емельяновском районе Красноярского края. Восстановленные значения влажности и высоты растительного покрова тестовых участков в среднем с погрешностью 0,17 м и 0,21 кг/м^2 соответствуют экспериментально измеренным значениям. Для практического применения данных алгоритмов при восстановлении влажности почвы, уточнения погрешностей и условий, ограничивающих применимость данных алгоритмов, необходимо проводить дальнейшую их валидацию на других участках сельскохозяйственных полей при вариации метеорологических условий, шероховатости почвенного покрова.

Благодарности. Работа выполнена в рамках проекта РФФИ № 13-05-98089, р_сибирь_а, программы II.12.1. СО РАН «Радиофизические и акустические методы дистанционного зондирования природной среды».

Acknowledgements. The work was supported by RFBR, project № 13-05-98089, r_sibir_a, programmy II.12.1. SO RAN «Radiofizicheskie i akusticheskie metody distancionnogo zondirovaniya prirodnoj sredy».

Библиографические ссылки

1. A physical model of GPS multipath caused by land reflections: Toward bare soil moisture retrievals / V. U. Zavorotny [et al.] // IEEE J. Sel. Topics Appl. Earth Obs. Remote Sens. 2010. Vol. 3, no. 1. P. 100–100.
2. Soil Moisture Retrieval Using GNSS-R Techniques: Experimental Results Over a Bare Soil Field / N. Rodriguez-Alvarez [et al.] // IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing. 2009. Vol. 47, no. 11. P. 3616–3624.
3. Land Geophysical Parameters Retrieval Using the Interference Pattern GNSS-R Technique / N. Rodriguez-Alvarez [et al.] // IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing. 2010. Vol. 49, no. 1. P.71–84.
4. Полевые эксперименты по получению GPS и ГЛОНАСС интерференционных сигналов, отраженных от пашни и лесного полога / В. Л. Миронов, [и др.]. Решетневские чтения : материалы XV Междунар. науч. конф. 2011. Ч. 1. С. 204–206.
5. Mironov V. L., Muzalevskiy K. V. The New Algorithm for Retrieval of Soil Moisture and Surface Roughness from GNSS Reflectometry // In Proc. IGARSS. 2012. Vol. 1. P. 7530–7532.
6. Диагностика влажности почвы с использованием поляризационных рефлектограмм сигналов ГЛОНАСС и GPS / В. Л. Миронов [и др.] // Вестник СибГАУ. 2013. Вып. 5(51). С. 107–109.
7. Экспериментальные данные радиомониторинга состояния посевов злаковых культур и почвы с использованием сигналов навигационных спутников / В. Л. Миронов [и др.] // Материалы XVII Междунар. науч. конф. 2013. Ч. I. С. 257–259.
8. Восстановление диэлектрической проницаемости почв и лесных покровов при использовании сигналов навигационных спутников ГЛОНАСС и GPS / В. Л. Миронов [и др.] // Известия вузов. Физика. 2012. Т. 55, № 9/2. С. 99–101.
9. Land Geophysical Parameters Retrieval Using the Interference Pattern GNSS-R Technique / N. Rodriguez-Alvarez [et al.] // IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing. 2011. Vol. 49, no. 1. P. 71–84.
10. The Use of Navigation Satellites Signals for Determination the Characteristics of the Soil and Forest Canopy / V. L. Mironov [et al.] // In Proc. IGARSS. 2012. Vol. 1. P. 7527–7529.
11. Soil Moisture and Vegetation Height Retrieval Using GNSS-R technique / N. Rodriguez-Alvarez [et al.] // In Proc. IGARSS. 2009. Vol. 3. P. III-869–III-872.
12. Vegetation Water Content Estimation Using GNSS Measurements / N. Rodriguez-Alvarez [et al.] // IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters. 2012. Vol. 9, no. 2. P. 282–286.
13. Методика измерения частотного спектра комплексной диэлектрической проницаемости почв / В. Л. Миронов [и др.] // Радиотехника и электроника. 2010. Т. 55, № 12. С. 1465–1470.
14. Миронов В. Л., Фомин С. В., Demontoux F. Зависимости диэлектрических спектров связанной и свободной почвенной воды в диапазоне частот от 0,3 до 26,5 ГГц от минерального состава почв // Известия вузов. Физика. 2010. Т. 53, № 9/3. С. 235–240.
15. Golub G. H., Van Loan C. F. Matrix Computations. 3rd edition. Johns Hopkins University Press, 1996. 687 p.

References

1. Zavorotny V. U., Larson K. M., Braun J. J., Small E. E., Gutmann E. D., Bilich A. L. A physical model of GPS multipath caused by land reflections: Toward bare soil moisture retrievals. *IEEE J. Sel. Topics Appl. Earth Obs. Remote Sens.* 2010, vol. 3, no. 1, p. 100–100.
2. Rodriguez-Alvarez N., Camps A., Vall-llossera M., Valencia E., Marchan-Hernandez J. F., Ramos-Perez I. Soil Moisture Retrieval Using GNSS-R Techniques: Experimental Results Over a Bare Soil Field. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*. 2009, vol. 47, no. 11, p. 3616–3624.
3. Rodriguez-Alvarez N., Camps A., Vall-llossera M., Bosch-Lluis X., Monerris A., Ramos-Perez I., Valencia E., Marchan-Hernandez J. F., Martinez-Fernandez J., Baroncini-Turricchia G., Pérez-Gutiérrez C., Sanchez N. Land Geophysical Parameters Retrieval Using the Interference Pattern GNSS-R Technique. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing.* 2010, vol. 49, no. 1, p. 71–84.
4. Mironov V. L., Fomin S. V., Muzalevskiy K. V., Sorokin A. V., Mikhailov M. I. [Field study experiments for recording of GPS and GLONASS interferometric signals reflected from moist soil and forest cover]. *Materialy XV Mezhdunarodnoj nauchnoj konferencii "Reshetnevskie chteniya"* [Proc. of 15th Int. Conf. "Reshetnev Readings"]. Krasnoyarsk, 2011, vol. 1, p. 204–206 (in Russ.).
5. Mironov V. L., Muzalevskiy K. V. The New Algorithm for Retrieval of Soil Moisture and Surface Roughness from GNSS Reflectometry. *In Proc. IGARSS.* 2012, vol. 1, p. 7530–7532.
6. Mironov V. L., Sorokin A. V., Mikhailov M. I., Fomin S. V., Muzalevskiy K. V. [Monitoring of soil moisture using polarimetric reflectogram of GLONASS and GPS signals]. *Vestnik SibGAU.* 2013, vol. 51, no. 5, p. 107–109 (in Russ.).
7. Mironov V. L., Mikhailov M. I., Sorokin A. V., Purlaur V. K. [Experimental data of monitoring of crops of cereals and soils, using GNSS signals]. *Materialy XVII Mezhdunar. Nauch. Konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Proc. of 17th Int. Conf. "Reshetnev Readings"]. Krasnoyarsk, 2013, vol. 1, p. 257–259 (in Russ.).
8. Mironov V. L., Fomin S. V., Sorokin A. V., Muzalevskiy K. V., Mikhailov M. I. [Retrieving dielectric permittivity of soil and forest cover using signals of GLONASS and GPS]. *Izvestiya vuzov. Fizika.* 2012, vol. 55, no. 9/2, p. 99–101 (In Russ.).
9. Rodriguez-Alvarez N., Camps A., Vall-llossera M., Bosch-Lluis X., Monerris A., Ramos-Perez I., Valencia E., Marchan-Hernandez J. F., Martinez-Fernandez J., Baroncini-Turricchia G., Pérez-Gutiérrez C., Sanchez N., Land Geophysical Parameters Retrieval Using the Interference Pattern GNSS-R Technique, *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2011, vol. 49, no. 1, p. 71–84.

10. Mironov V. L., Fomin S. V., Muzalevskiy K. V., Sorokin A. V., Mikhailov M. I. The Use of Navigation Satellites Signals for Determination the Characteristics of the Soil and Forest Canopy. *In Proc. IGARSS*. Munich, 2012, vol. 1, p. 7527–7529.

11. Rodriguez-Alvarez N., Monerris A., Bosch-Lluis X., Camps A., Vall-Llossera M., Marchan-Hernandez J. F., Ramos-Perez I., Valencia E., Martínez-Fernández J., Sánchez-Martí N., Baroncini-Turricchi G., Pérez-Gutiérrez C. Soil Moisture and Vegetation Height Retrieval Using GNSS-R technique. *In Proc. IGARSS*. Bejing, 2009, vol. 3, p. III-869–III-872.

12. Rodriguez-Alvarez N., Bosch-Lluis X., Camps A., Ramos-Perez I., Valencia E., Hyuk Park, Vall-llossera M. Vegetation Water Content Estimation Using GNSS Measurements. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*. 2012, vol. 9, no. 2, p. 282–286.

13. Mironov V. L., Komarov S. A., Lukin Yu. I., Shatov D. S. [Method for measuring of spectrum of complex dielectric permittivity of soils]. *Radiotekhnika i Elektronika*. 2010, vol. 55, no. 12, p. 1465–1470 (In Russ.).

14. Mironov V. L., Fomin S. V., Demontoux F. [Dependence of dielectric spectrum of bound and free soil water on the texture of soils in the frequency range of 0.3-26.5GHz.]. *Izvestiya vuzov. Fizika*. 2010, vol. 53, no. 9/3, p. 235–240.

15. Golub G. H., Van Loan C. F. *Matrix Computations*. Johns Hopkins University Press, 3rd edition. 1996, p. 687.

© Миронов В. Л., Михайлов М. И., Музалевский К. В., Сорокин А. В., Фомин С. В., Каравайский А. Ю., 2014

УДК 629.78.054:621.396.018

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 98–101

МЕТОД АППАРАТНЫХ МУТАЦИЙ В ОТЛАДОЧНОМ КОМПЛЕКСЕ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Д. А. Недорезов[1], В. А. Хабаров[1], Е. А. Абрамов[1], Д. Г. Ощепкова[2]

[1]Сибирский федеральный университет
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79
E-mail: vithabarov@gmail.com
[2] ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: Oshepkovadarya@gmail.com

Предложено решение задачи повышения качества наземных испытаний бортовой радиоэлектронной аппаратуры перспективных космических аппаратов. Решение основывается на применении авторской методики мутационного тестирования для проведения наземных испытаний, базирующейся на имитации процесса функционирования аппаратуры и программного обеспечения при воздействии факторов космического пространства. Изложены результаты разработки означенной методики и рассмотрены примеры ее применения для наземных испытаний бортовой аппаратуры космических аппаратов. Предложенный подход базируется на применении в составе эмуляторов конечной аппаратуры реконфигурируемых ПЛИС и позволяет перейти на качественно новый уровень при проведении наземных испытаний. Применение высокоскоростных ПЛИС в составе испытательной аппаратуры позволяет достичь требуемой скорости функционирования и степени реконфигурируемости при имитации внешних дестабилизирующих факторов. За счет этого осуществляется имитация функционирования аппаратных модулей в реальных условиях эксплуатации. При применении разработанного метода аппаратных мутаций осуществляется реконфигурирование систем непосредственно в процессе тестирования конечной аппаратуры, что позволяет осуществлять имитационное моделирование типичных сбоев и отказов, возникающих в критических узлах электронной аппаратуры космических аппаратов, с максимальным приближением к реальным условиям эксплуатации. Имитация происходит путем внесения мутационных операторов в описание функциональных узлов аппаратуры с последующей генерацией ПЛИС-проектов, реализуемых в комплексе. Разработаны алгоритмы проведения испытаний согласно предложенной методике, выделены основные этапы тестирования, включающие процесс формализации поведения каналов ввода-вывода прибора при конкретной неисправности, формирование журнала регистрации неисправностей и разработку кодов описания аппаратуры для имитации алгоритмов функционирования отладочного комплекса. В рамках разработанной методики помимо аппаратуры мутации подвергается и бортовое программное обеспечение встраиваемых микропроцессорных систем. Для применения разработанного метода реализован и введен в промышленную эксплуатацию лабораторный отладочный комплекс. Изложены результаты разработки комплекса и способов его применения для специальных испытаний радиоэлектронной аппаратуры. Изложены результаты испытаний комплекса и основные пути развития предлагаемого подхода.

Ключевые слова: мутационное тестирование, языки описания аппаратуры, отработка, радиоэлектронная аппаратура, ПЛИС, отладочный комплекс.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 98–101

THE METHOD OF HARDWARE MUTATION FOR DEBUGGING COMPLEX ONBOARD SPACECRAFTS EQUIPMENT

D. A. Nedorezov[1], V. A. Khabarov[1], E. A. Abramov[1], D. G. Oshchepkova[2]

[1]Siberian Federal University
79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation
E-mail: vithabarov@gmail.com
[2] JSC “Information satellite systems” named after academician M. F. Reshetnev”
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
E-mail: Oshepkovadarya@gmail.com

The solution to the problem of increasing the quality of ground tests of spacecrafts onboard radio-electronic equipment is proposed. The solution is based on the use of the author's technique of mutation testing for ground tests. It is based on the simulation of the process of functioning hardware and software under the influence of space factors.

The results of the development of this technique and examples of its applying for ground tests of spacecrafts onboard radio-electronic equipment are presented. The proposed approach is based on the use in composition of emulators reconfigurable FPGA. It allows to go to a new quality of ground tests. Application of high-speed FPGA in test equipment allows to achieve a desired speed of functioning and degree of reconfigurability. It allows to simulate functioning of the hardware modules in actual operating conditions. Imitation occurs by introducing the mutation operators in the description of the functional units of the equipment. An algorithm for ground tests and basic stages of testing, which including the process of formalizing the behavior of channels I/O device at each fault is developed. In the framework of the developed technique, in addition to equipment, the mutations are exposed onboard software of embedded microprocessor systems. Laboratory debugging complex for the application of this method is implemented and put into commercial operation. The results of the development of this debugging complex, methods and ways of it applying in special testing of radio-electronic equipment are presented. The results of testing of the laboratory debugging complex and general ways of introduced approach advance are specified.

Keywords: mutation testing, hardware description languages, debug, radio-electronic equipment, FPGA, debugging complex.

Введение. Развитие ракетно-космической техники ставит перед разработчиками бортовой аппаратуры космических аппаратов жесткие требования: улучшение габаритно-массовых характеристик, увеличение функциональных возможностей аппаратуры и повышение сроков ее активного существования. Для обнаружения и устранения возможных ошибок и недоработок требуются сложные и тщательные наземные испытания. Такие испытания требуют больших временных затрат, что при растущих объемах производства критически влияет на экономическую эффективность проектов. Для сокращения временных затрат на этапах отработки и увеличения вероятности обнаружения неисправностей создаются системы наземных испытаний. Как правило, программно-аппаратные комплексы для наземных испытаний реализуются на базе готовых решений, например на основе платформ ADLINK или National Instruments [1; 2]. При этом для имитации отдельных частей тестируемой аппаратуры применяют реконфигурируемые однокристальные модули, реализуемые с использованием программируемых логических интегральных схем (ПЛИС).

Поскольку логика функционирования ПЛИС может быть представлена на языке описания аппаратуры, то это позволяет вносить программные корректировки и применять для отладки оборудования методы тестирования, аналогичные тем, что используются и при программировании с применением универсальных языков [3].

Такой метод получил свою реализацию в наземном отладочном комплексе радиоэлектронной аппаратуры (НОК РЭА) – программно-технической системе реального времени, которая включает моделирование объектов отработки и испытаний (см. рисунок) [4; 5].

Метод основан на имитации реальной бортовой РЭА специальными отладочными модулями. Это достигается при помощи контрольно-испытательной аппаратуры отладочного комплекса, эмуляцией процесса обмена в каналах ввода-вывода, соединяющих объект испытаний с окружающей средой, имитирующих реальные условия его штатной эксплуатации посредством применения системы жесткого реального времени.

В состав комплекса включены цифроаналоговые и аналогово-цифровые преобразователи, модули цифрового ввода-вывода, специализированные интерфейсные контроллеры, осциллографы, устройства коммутации сигналов, СВЧ-генераторы и т. п.

Наземный отладочный комплекс бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов

Аппаратура, требующая высокой скорости функционирования и степени реконфигурируемости, реализуется на программируемых логических интегральных схемах. Реализация модели РЭА на ПЛИС позволяет поддерживать такой же уровень скоростей, как и испытываемая аппаратура. Обеспечить высокие скорости может также аппаратное макетирование аппаратуры для проведения тестирования и отладки, т. е. создание макета прибора, частично или полностью повторяющего целевую аппаратуру. Но используемый ПЛИС-процесс гораздо более гибкий и дешевый в сравнении с аппаратным макетированием [6; 7].

При тестировании программного и аппаратного обеспечения важно обеспечить высокое качество создаваемых тестов, их способность покрывать множество некорректных ситуаций, которые могут возникать не только в следствие ошибок разработчиков, но и в ходе эксплуатации [8]. Для оценки качества тестов и покрытия ими различных ошибок используются различные подходы, среди которых можно выделить разработанный авторами метод аппаратного мутационного тестирования [9], основанный на внесении в код программы некоторых изменений, которые называются мутациями. Для их внесения используются

мутационные операторы, имитирующие типичные сбои в аппаратуре целевого назначения (например, выполнение неправильной команды процессором или выход из строя функционального модуля) [10]. В разрабатываемую конфигурацию Р вносят изменения (мутации), т. е. искусственно создают конфигурации-мутанты Р1, Р2, Р3 и т. д. Затем программа Р и ее мутанты тестируются на одном и том же наборе тестов. Если на этом наборе тестов подтверждается правильность программы Р и выявляются все ошибки в программах-мутантах, то набор тестов считается соответствующим мутационному критерию, а программа Р объявляется правильной. Если в некоторых мутантах не были выявлены все мутации, то набор тестов рассматривается как недостаточный и требует расширения [11–13].

Мутации в данном случае делятся на имитирующие аппаратные неисправности и имитирующие ошибки управляющего ПО бортовой РЭА. Дело в том, что при возникновении как аппаратной, так и программной ошибки в бортовом приборе, его каналы ввода-вывода, связывающие его с остальной бортовой или наземной аппаратурой (в случае наземной отработки), непременно отреагируют на наличие неисправности и изменят свое поведение. Этот факт незаменим для диагностики неисправностей: по изменениям поведения каналов обмена данными возможно определить наличие неисправности и ее причину.

Способ мутационного тестирования бортовой РЭА заключается в том, что на языке описания аппаратуры создают проект ПЛИС, имитирующий реальную РЭА и содержащий намеренно внесенные неисправности [14].

Например, в ходе штатной эксплуатации бортовой аппаратуры радионавигации (АРН) наблюдался сбой – «Попадание ПО прибора в кольцо ошибок», приводивший к прекращению обмена АРН с бортовым центральным вычислительным комплексом (БЦВК) по каналу мультиплексного обмена (МКО) [15]. Данный отказ, как и прочие неисправности, был воплощен в виде мутации с целью проведения тестирования аппаратуры в условиях нештатной ситуации. Таким образом, при тестировании БЦВК в части взаимодействия с АРН имитировали отключение обмена по МКО, сигналы о состоянии электропитания, активности каналов и показания «статуса» прибора. Поскольку данные сигналы имеют цифровую форму, они были реализованы на наземных отладочных модулях, содержащих имитационные модели целевой аппаратуры. Подобные исследования были проведены для повышения надежности функционирования бортовой РЭА в нештатных ситуациях.

При тестировании, с целью повышения результативности, данные о реальных нештатных ситуациях и неисправностях накапливались в памяти комплекса. Для решения этой задачи при наземных испытаниях формировался журнал, в который вносили информацию о неисправностях бортовой РЭА.

Заключение. Разработанный механизм обнаружения неисправностей состоит из нескольких этапов. На первом этапе решатся задача формализации поведения каналов ввода-вывода прибора при конкретной неисправности и формирование журнала регистрации неисправностей (в противном случае необходимо опрашивать инженеров, занимавшихся устранением неисправностей, и анализировать документацию). Затем разрабатываются коды описания аппаратуры, которые реализуют имитационные алгоритмы НОК для описания поведения каналов ввода-вывода прибора при неисправности.

В процессе выполненных работ и проведенных испытаний разработанного комплекса и метода мутационного тестирования получены результаты, подтверждающие возможность применения разработанного метода как для тестирования отладочных комплексов РЭА путем разработки тестового покрытия, так и для тестирования бортовой аппаратуры. Разработанный программно-аппаратный комплекс и метод позволит сократить сроки тестирования, добиться высокой достоверности тестов и увеличить надежность бортовой РЭА.

Благодарности. Работа выполнена при финансовой поддержке федеральной целевой программы (код проекта 14.578.21.0021).

Acknowledgements. This work was financially supported by the federal target program (project code 14.578.21.0021).

Библиографические ссылки

1. Гуров В. Аппаратные средства Compact PCI производства ADLINK Technology // Современные технологии автоматизации. 2011. № 2. С. 30–36.

2. Трэвис Дж., Кринг Дж. LabVIEW для всех. СПб. : ДМК Пресс, 2011.

3. Непомнящий О. В., Легалов А. И., Рыженко И. Н. Технология архитектурно-независимого, высокоуровневого синтеза сверхбольших интегральных схем // Доклады АН ВШ РФ / НГТУ. 2014. Т. 57, № 3. С. 35–39.

4. Недорезов Д. А., Непомнящий О. В., Пичкалев А. В., Красненко С. С. Применение ПЛИС для моделирования логики функционирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов // Вестник СибГАУ. 2014. Вып. 1 (53). С. 133–136.

5. Красненко С. С., Недорезов Д. А., Кашкин В. Б., Пичкалев А. В. Магистрально-модульная система для отработки бортовой радиоэлектронной аппаратуры // Вестник СибГАУ. 2013. Вып. 2 (48). С. 133–136.

6. Непомнящий О. В., Легалов А. И., Сиротинина Н. Ю. Маршруты высокоуровневого синтеза сверхбольших интегральных схем // Журнал Сиб. федер. ун-та. Серия «Техника и технологии». 2014. № 6. С. 674–684.

7. Непомнящий О. В., Вейсов Е. А., Правитель А. С. Однокристальные системы с динамической реконфигурацией в радиоэлектронной аппаратуре специального назначения // Успехи современной радиоэлектроники. 2014. № 5. С. 25–29.

8. Непомнящий О. В., Скотников Г. А., Хабаров В. А., Мадудов М. В. Сверхбольшие интегральные схемы. Проблемы проектирования // Вопросы современной науки и практики / Ун-т им. В. И. Вернадского. 2009. № 6(20). С. 166–173.

9. Методология мутационного тестирования для наземных испытаний бортовой аппаратуры космических аппаратов / Д. А. Недорезов [и др.] // Системы и средства информатики. 2014. № 1 (24). С. 75–78.

10. Непомнящий О. В., Шайдуров В. В., Вейсов Е. А. Проблемы и решения проектирования микропроцессорных модулей навигационной аппаратуры пользователей ГЛОНАСС // Вестник СибГАУ. 2009. Вып. 4(25). С. 14–18.

11. Filip Van Laenen Mutation testing // Overload Journal. 2012. № 108. С. 16–22.

12. DeMillo R. A., Lipton R. J., Sayward F. G. Hints on test data selection: Help for the practicing programmer // IEEE Computer. 1978. С. 34–41.

13. Offutt A. J., Lee S. D. An empirical evaluation of weak mutation // IEEE Transactions on Software Engineering. 1994. № 20. С. 337–344.

14. Формальная верификация при проектировании сверхбольших интегральных схем / О. В. Непомнящий [и др.] // Вестник КрасГАУ. 2014. № 4. С. 87–79.

15. Способы реализации имитаторов радионавигационных сигналов / О. В. Непомнящий [и др.] // Вестник СибГАУ. 2014. Вып. 1(53). С. 30–34.

References

1. Gurov V. [Compact PCI hardware production ADLINK Technology]. *Sovremennye tekhnologii avtomatizatsii*, 2011, no. 2, p. 30–36 (In Russ).

2. Travis J., Kring J. *LabVIEW dlya vsekh* [LabVIEW for Everyone]. St.Petersburg, DMK Press, 2011.

3. Nepomnyashchiy O. V., Legalov A. I., Ryzhenko I. N. [Technology architecture-independent, high-level synthesis of VLSI]. *Doklady AN VSh RF,* 2014, vol. 57, no. 3, p. 35–39. (In Russ).

4. Nedorezov D. A., Pichkalev A. V., Krasnenko S. S., Nepomnyashchiy O. V. [Application FPGA for modelling of logic of functioning of onboard radio-electronic equipment of spacecrafts]. *Vestnik SibGAU.* 2014, no. 1 (53), p. 133–136 (In Russ.).

5. Krasnenko S. S., Nedorezov D. A., Kashkin V. B., Pichkalev A. V. [Bus-modular system for testing the onboard radio-electronic equipment]. *Vestnik SibGAU.* 2013, no. 2(48), p. 133–136 (In Russ.).

6. Nepomnyashchiy O. V., Legalov A. I., Sirotinina N. J. [High-Level Design Flows for VLSI Circuit]. *Zhurnal Sibirskogo federal'nogo universiteta. Seriya Tekhnika i tekhnologii.* 2014, no. 6, p. 674–684 (In Russ.).

7. Nepomnyashchiy O. V., Veysov E. A., Pravitel' A. S. [The dynamically reconfigurable systems on chip for special-purpose radio-electronic equipment]. *Uspekhi sovremennoj radiojelektroniki.* 2014, no. 5, p. 25–29 (In Russ.).

8. Nepomnyashchiy O. V., Skotnikov G. A., Khabarov V. A., Madudov M. V. [Very Large Scale Integration. Designing Problems]. *Voprosy sovremennoj nauki i praktiki. Universitet im. V. I. Vernadskogo.* 2009, vol. 20, no. 6, p. 166–173 (In Russ.).

9. Nedorezov D. A., Nepomnyashchiy O. V., Legalov A. I., Ankudinov A. V., Krasnenko S. S. [Mutation test metodology for onboard spacecrafts radioelectronic equipment ground test]. *Sistemy i sredstva informatiki*. 2014, vol. 24, no. 1, p. 75–78 (In Russ.).

10. Nepomnjashhij O. V., Shajdurov V. V., Vejsov E. A. [Problems and solutions of designing microprocessor modules navigation equipment GLONASS users]. *Vestnik SibGAU.* 2009, vol. 25, no. 4, p. 14–18 (In Russ.).

11. Filip Van Laenen. Mutation testing. *Overload Journal.* 2012, no. 108, p. 16–22.

12. DeMillo R. A., Lipton R. J., Sayward F. G. Hints on test data selection: Help for the practicing programmer. *IEEE Computer.* 1978, p. 34–41.

13. Offutt A. J., Lee S. D. An empirical evaluation of weak mutation. *IEEE Transactions on Software Engineering*. 1994, no. 20, p. 337–344.

14. Nepomnyashchiy O. V., Komarov A. A., Titovskaya T. S., Leonova A. V. [Formal verification in the design of VLSI]. *Vestnik KrasGAU.* 2014, no. 4, p. 87–79 (In Russ.).

15. Nepomnyashchiy O. V., Krasnenko S. S., Pichkalev A. V., Nedorezov D. A., Lapin A. Yu. [Methods of ralization of simulators of satellite radionavigation systems]. *Vestnik SibGAU.* 2014, no. 1(53), p. 30–34. (In Russ.).

© Недорезов Д. А., Абрамов Е. А.,
Хабаров В. А., Ощепкова Д. Г., 2014

УДК 539.3

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 102–110

ПРИЛОЖЕНИЕ ВАРИАЦИОННО-РАЗНОСТНОГО МЕТОДА К РАСЧЕТУ ПРОДОЛЬНО-ПОПЕРЕЧНОГО ИЗГИБА ПЛАСТИН СИЛАМИ ИНЕРЦИИ

Р. А. Сабиров

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: aaa@mail.sibsau.ru; rashidsab@mail.ru

Разработан вариационно-разностный метод расчета устойчивости тонких пластин на инерционные нагрузки, действующие в базисной плоскости. Краевая задача приводится к обобщенной проблеме собственных чисел. При этом формируются матрицы: первая – матрица жесткости – основана на бигармоническом уравнении С. Жермен, а вторая матрица представляет изменения внутренних напряжений или внутренних усилий, возникающих в пластине. Приложение метода конечных разностей к дифференциальной постановке задачи показало следующее. Матрица жесткости всегда симметричная и положительно определена для закрепленной пластины. Вторая матрица – матрица внутренних усилий при аппроксимации производных функций с применением центральных разностей, от действий сил инерции формируется несимметричной относительно главной диагонали, также могут вырождаться и строки этой матрицы – такова особенность инерционных нагрузок. Несмотря на возможность формирования систем уравнений методом конечных разностей больших размерностей, возникают определенные трудности, если пластина имеет свободные края; следует исключать второй ряд законтурных узлов сетки, что усложняет процедуру вычислений, особенно в углах пластины, внешних и внутренних. Поэтому выполнен переход от дифференциальной формулировки задачи к интегральной формулировке с дискретизацией вариационно-разностным методом. При этом подходе при формировании матрицы жесткости на свободных краях не возникает второго ряда законтурных узлов, в углах не возникают дополнительные узлы сетки; матрица внутренних усилий всегда симметрична – такова особенность приложения интегрального подхода. Матрица внутренних усилий может быть плохо обусловленной, однако этот фактор не влияет на решение задачи определения собственных чисел.

В литературе приведено множество теоретических исследований и решений практических задач расчета устойчивости конструкций, в том числе и по расчету продольно-поперечного изгиба тонких пластин. Однако в большей мере это задачи, имеющие положительно определенные операторы. Здесь выполнена определенная поисковая и исследовательская работа приложения вариационно-разностного метода к расчету устойчивости конструкций на различные нагрузки. Дифференциальная формулировка краевой задачи преобразована в вариационную формулировку; приведены критерии устойчивости и решены вопросы аппроксимации дифференциальных операторов для дискретной задачи с конечным числом переменных. Разработаны алгоритмы для математической системы Maple и составлены программы расчета. Приведены два примера расчета пластин. Рассмотрена пластина, жестко закрепленная по всем сторонам; действующие силы инерции изменяются по линейному закону. Также рассмотрена пластина, жестко закрепленная по одной стороне, а по трем другим сторонам пластина свободна от закреплений. Получены значения критических ускорений.

Цель – разработать метод расчета пластин на инерционные нагрузки.

Ключевые слова: расчет пластин, устойчивость, вариационно-разностный метод.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 102–110

ANNEX OF THE VARIATION AND DIFFERENTIAL METHOD FOR CALCULATION OF THE LONGITUDINALLY CROSS BEND OF PLATES BY INERTIA FORCES

R. A. Sabirov

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation
E-mail: aaa@mail.sibsau.ru; rashidsab@mail.ru

The variation and differential method of calculation of stability of thin plates on the inertial loadings operating in the basic plane is developed. The regional task is given to the generalized problem of own numbers. Thus matrixes are formed: the first, a rigidity matrix – is based on the biharmonic equation of S. Germaine, and the second matrix, represents changes of the internal tension or internal efforts arising in a plate. The annex of a method of final

differences to a differential problem definition shows the following. The rigidity matrix always symmetric is also positively defined for the fixed plate. The second matrix to – a matrix of internal efforts at approximation of derivative functions with application of the central differences, from actions of forces of inertia is formed asymmetrical rather main diagonal, also lines of this matrix – such is feature of inertial loadings can also degenerate. Despite possibility of formation of systems of the equations certain difficulties if the plate has free edges arise by method of final differences of big dimensions; it is necessary to exclude the second row the zakonturnykh of knots of a grid that complicates procedure of calculations, especially in corners of a plate, external and internal. Therefore transition from the differential formulation of a task to the integrated formulation with sampling by a variation and differential method is executed. At this approach, when forming a matrix of rigidity at free edges there is no second row the zakonturnykh of knots, in corners there are no additional knots of a grid; – the matrix of internal efforts is always symmetric, such is feature of the appendix of integrated approach. The matrix of internal efforts can be badly caused, however this factor doesn't influence the solution of a problem of definition of own numbers.

The set of theoretical researches and solutions of practical problems of calculation of stability of designs, including by calculation of a longitudinally cross bend of thin plates is given in literature. However, in a bigger measure, these tasks have positively certain operators. There is a certain search and research operation of application of a variation and differential method to calculation of stability of designs on various loadings is performed. The differential formulation of a regional task is transformed to the variation formulation; criteria of stability are given and issues of approximation of differential operators for a discrete task with final number of variables are resolved. The algorithms are developed for mathematical Maple system and programs of calculation are made. Two examples of calculation of plates are given. The plate which is rigidly fixed on all parties is considered; operating forces of inertia change under the linear law. Also the plate which is rigidly fixed on one party, and on three other parties is considered – the plate is free from fixing. Values of critical accelerations are received.

The purposeof the work is to develop the method of calculation of plates on inertial loadings.

Keywords: calculation of plates, stability, variation and differential method.

Введение. Элементы тонких пластин, используемые в военно-морских и аэронавигационных структурах, часто подвергаются нормальным и сдвигающим силам, действующим в плоскости пластин [1]. Решения проблем устойчивости имеют практические значения при конструировании ракет, высокоскоростных самолетов, подвергнутых значительным ускорениям [2]. Следует отметить возможность приложения этих решений для проектирования баннеров, тонких ограждений в виде вертикальных консольных пластин, находящихся под действием собственного веса. Поэтому можно заявлять об актуальности рассматриваемой темы.

Дифференциальная формулировка задачи устойчивости. Дифференциальная классическая формулировка задачи о продольно-поперечном изгибе изотропной пластинки в декартовой системе координат известна в литературе, она представлена уравнением равновесия [3]

$$D\left(\frac{\partial^4 w}{\partial x^4}+2\frac{\partial^4 w}{\partial x^2\partial y^2}+\frac{\partial^4 w}{\partial y^4}\right)=$$

$$=N_x\frac{\partial^2 w}{\partial x^2}+N_y\frac{\partial^2 w}{\partial y^2}+2S_{xy}\frac{\partial^2 w}{\partial x\partial y}+q_z, \qquad (1)$$

в котором $D=Eh^3/12(1-\mu^2)$ – цилиндрическая жесткость; E – модуль Юнга; μ – коэффициент Пуассона; h – толщина пластинки; $w=w(x,y)$ – функция прогиба. Мембранные усилия $N_x=N_x(x,y)$, $N_y=N_y(x,y)$, $S_{xy}=S_{xy}(x,y)$ правой части (1) выражаются через перемещения $u=u(x,y)$, $v=v(x,y)$ базисного слоя на основе закона Гука [4]:

$$N_x=\frac{Eh}{1-\mu^2}\left[\frac{\partial u}{\partial x}+\mu\frac{\partial v}{\partial y}\right],\quad N_y=\frac{Eh}{1-\mu^2}\left[\frac{\partial v}{\partial y}+\mu\frac{\partial u}{\partial x}\right],$$

$$S_{xy}=\frac{Eh}{2(1+\mu)}\left(\frac{\partial u}{\partial y}+\frac{\partial v}{\partial x}\right). \qquad (2)$$

Функции перемещений для (2) могут быть вычислены с помощью уравнений равновесия Сен-Венана [5]:

$$\frac{\partial}{\partial x}\left(\frac{\partial u}{\partial x}+\frac{\partial v}{\partial y}\right)+\frac{1-\mu}{1+\mu}\left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2}+\frac{\partial^2 u}{\partial y^2}\right)=-\frac{2(1-\mu)}{Eh}q_x, \qquad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial y}\left(\frac{\partial u}{\partial x}+\frac{\partial v}{\partial y}\right)+\frac{1-\mu}{1+\mu}\left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2}+\frac{\partial^2 v}{\partial y^2}\right)=-\frac{2(1-\mu)}{Eh}q_y. \qquad (4)$$

В (3), (4) для задач о действии ускорений $q_x(x,y)=hX$, $q_y(x,y)=hY$, $q_z(x,y)=0$, в которых объемные силы равны $X=\rho a_x$ и $Y=\rho a_y$, зависят от плотности материала ρ и ускорений a_x, a_y по направлениям осей координат Ox и Oy соответственно.

Таким образом, сформирована система трех уравнений (1)–(4) относительно трех неизвестных функций u, v, w. К этим уравнениям добавляются статические и геометрические граничные условия. Отметим, что в уравнения (3) и (4) не входят прогибы; задача распадается на две: в первой задаче вычисляются функции u и v по формулам (3), (4), а во второй – определяются функции $N_x=N_x(x,y)$, $N_y=N_y(x,y)$, $S_{xy}=S_{xy}(x,y)$ по формулам (2) и реализуется проблема собственных чисел, т. е. проблема расчета устойчивости пластины (1).

Обоснование предпочтения интегральной формулировки задачи устойчивости. Критерий устойчивости. При конечно-разностной аппроксимации дифференциальных уравнений (1), (3), (4), а именно, при рассмотрении свободных от закрепления углов пластинки, возникают алгоритмические трудности,

связанные с исключением законтурных узлов. Главной же особенностью является то, что аппроксимация вторых производных функций прогибов в (1) центральными конечными разностями дает несимметричную матрицу внутренних усилий, что затрудняет решение проблемы собственных чисел разрешающей дискретной краевой задачи. Этот факт явно прослеживается при формировании соответствующих матриц продольно-поперечного изгиба стержней [6]. Поэтому целесообразно к расчету пластин на устойчивость от действия сил инерции применить энергетические принципы. Здесь следует обратиться к основам теоретической механики и упомянуть теорему Лагранжа–Дирихле и Ляпунова, устанавливающую равновесие механической системы и определяющую критерии равновесных положений [7]. Для деформируемых конструкций, в частности для пластин, приложение энергетических принципов к проблеме устойчивости приводится в большом количестве научных разработок. Назовем здесь работы [1–5; 8–14], использующие как численные, так и аналитические методы расчета. Пусть

$$Э_Л = Э_Л(w_1, w_1, ..., w_n) - \qquad (5)$$

функционал Лагранжа конечного числа переменных $w_1, w_1, ..., w_n$ краевой задачи. Приращение полной потенциальной энергии деформирования для вариаций $w_1 + \delta w_1, w_2 + \delta w_2, ..., w_n + \delta w_n$ с удержанием членов не выше второго порядка имеет вид

$$\Delta Э_Л = Э_Л(w_1 + \delta w_1, w_2 + \delta w_2, ..., w_n + \delta w_n) -$$
$$- Э_Л(w_1, w_2, ..., w_n) = \partial Э_Л + \delta^2 Э_Л / 2. \qquad (6)$$

Здесь первая и вторая вариации (5) соответственно равны

$$\delta Э_Л = (\partial Э_Л / \partial w_k)\delta w_k, \qquad (7)$$

$$\delta^2 Э_Л = \left(\partial^2 Э_Л / \partial w_k \partial w_l\right)\delta w_k \delta w_l \qquad (8)$$

с суммированием по повторяющимся индексам: $k = 1, 2, ..., n$, $l = 1, 2, ..., n$. Для любого равновесного состояния $\delta Э_Л = 0$ [8]. В задачах устойчивости о характере равновесия судят по знаку второй вариации функционала: устойчивое равновесие, если $\delta^2 Э_Л > 0$ для всех допустимых виртуальных перемещений; неустойчивое равновесие, если хотя бы для одного допустимого виртуального перемещения $\delta^2 Э_Л < 0$. Но первая верхняя критическая нагрузка соответствует переходу от устойчивых равновесных положений к неустойчивым, следовательно, для этого значения нагрузки должно быть [10; 14; 15]

$$\delta^2 Э_Л = 0. \qquad (9)$$

Введем в (8) операторы варьирования δ_1 и δ_2. Теперь запишем (9) так:

$$\delta^2 Э_Л = \delta_2(\delta_1 Э_Л(w_1, w_2, ..., w_n;$$
$$\delta_1 w_1, \delta_1 w_2, ..., \delta_1 w_n; \delta_2 w_1, \delta_2 w_2, ..., \delta_2 w_n)) = 0. \qquad (10)$$

Условие (9) с учетом (10) эквивалентно следующему уравнению

$$\{\delta_2 w_1 \quad \delta_2 w_1 \quad ... \quad \delta_2 w_1\} \times$$
$$\times \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 Э_Л}{\partial w_1 \partial w_1} & \frac{\partial^2 Э_Л}{\partial w_1 \partial w_2} & ... & \frac{\partial^2 Э_Л}{\partial w_1 \partial w_n} \\ \frac{\partial^2 Э_Л}{\partial w_1 \partial w_2} & \frac{\partial^2 Э_Л}{\partial w_2 \partial w_2} & ... & ... \\ ... & ... & ... & ... \\ \frac{\partial^2 Э_Л}{\partial w_n \partial w_1} & \frac{\partial^2 Э_Л}{\partial w_n \partial w_2} & ... & \frac{\partial^2 Э_Л}{\partial w_n \partial w_n} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta_1 w_1 \\ \delta_1 w_1 \\ ... \\ \delta_1 w_1 \end{Bmatrix} = 0, \qquad (11)$$

в котором, матрица $n \times n$ содержит коэффициенты при вариациях перемещений уравнения (10). Данная система будет иметь решение, отличное от нуля, лишь в том случае, если определитель, составленный из ее коэффициентов, равен нулю [10]. Группировка коэффициентов при независимых вариациях перемещений дает нулевой определитель

$$\begin{vmatrix} \frac{\partial^2 Э_Л}{\partial w_1 \partial w_1} & \frac{\partial^2 Э_Л}{\partial w_1 \partial w_2} & ... & \frac{\partial^2 Э_Л}{\partial w_1 \partial w_n} \\ \frac{\partial^2 Э_Л}{\partial w_1 \partial w_2} & \frac{\partial^2 Э_Л}{\partial w_2 \partial w_2} & ... & ... \\ ... & ... & ... & ... \\ \frac{\partial^2 Э_Л}{\partial w_n \partial w_1} & \frac{\partial^2 Э_Л}{\partial w_n \partial w_2} & ... & \frac{\partial^2 Э_Л}{\partial w_n \partial w_n} \end{vmatrix} = 0. \qquad (12)$$

Коэффициенты в (12) являются функциями параметров жесткости конструкции, соотношения ее размеров. Также они являются функциями внутренних усилий, зависящих в рассматриваемой работе от параметра ускорения. Параметр ускорения есть параметр нагрузки, который является единственной неизвестной характеристикой определителя (12); причем его значения, обращающие определитель в нуль, будут соответствовать критическим значениям нагрузки. Корни системы уравнений (12) определяют n собственных чисел, т. е. все критические нагрузки, в том числе наименьшую из них.

Преобразования дифференциальных уравнений плоской задачи теории упругости в интегральные уравнения. Используя основы вариационных принципов механики [13], дифференциальные постановки рассматриваемой задачи (1), (3), (4) заменим интегральными формулировками. В начале преобразуем уравнения (3) и (4). Для этого составим уравнение возможной работы внешних и внутренних сил

$$\iint_S \left[\left(\frac{\partial N_x}{\partial x} + \frac{\partial S_{yx}}{\partial y} + Xh \right) \delta u + \right.$$
$$\left. + \left(\frac{\partial S_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial N_y}{\partial y} + Yh \right) \delta v \right] dxdy = 0, \qquad (13)$$

из которого с учетом геометрических уравнений и закона Гука (2) для плоской задачи теории упругости, приемом интегрирования внутренних произведений по частям в прямоугольной области $S: 0 \le x \le a$ и $0 \le y \le b$ получим:

– функционал Лагранжа:

$$\Phi_{л}(u,v) = -\frac{E}{2(1-\mu^2)}\times$$
$$\times\iint_S\left[\left(\frac{\partial u}{\partial x}\right)^2+\left(\frac{\partial v}{\partial y}\right)^2+2\mu\frac{\partial u}{\partial x}\frac{\partial v}{\partial y}+\frac{1-\mu}{2}\left(\frac{\partial u}{\partial y}+\frac{\partial v}{\partial x}\right)^2\right]dxdy+$$
$$+\iint_S (X\,u+Y\,v)dx\,dy+$$
$$+\int_{y=0}^{y=b}\left(\sigma_x^* u+\tau_{xy}^* v\right)dy\Bigg|_{x=0}^{x=a}+\int_{x=0}^{x=a}\left(\sigma_y^* v+\tau_{yx}^* u\right)dx\Bigg|_{y=0}^{y=b}; \quad (14)$$

– его вариацию

$$\delta\Phi_{Л} = \delta_1\Phi_{Л} = -\frac{E}{(1-\mu^2)}\times$$
$$\times\iint_S\left[\frac{\partial u}{\partial x}\frac{\partial\delta_1 u}{\partial x}+\frac{\partial v}{\partial y}\frac{\partial\delta_1 v}{\partial y}+\mu\left(\frac{\partial u}{\partial x}\frac{\partial\delta_1 v}{\partial y}+\frac{\partial v}{\partial y}\frac{\partial\delta_1 u}{\partial x}\right)+\right.$$
$$\left.+\frac{1-\mu}{2}\left(\frac{\partial u}{\partial y}+\frac{\partial v}{\partial x}\right)\left(\frac{\partial\delta_1 u}{\partial y}+\frac{\partial\delta_1 v}{\partial x}\right)\right]dxdy+$$
$$+\iint_S (X\,\delta u+Y\,\delta v)dx\,dy+$$
$$+\int_{y=0}^{y=b}\left(\sigma_x^*\delta u+\tau_{xy}^*\delta v\right)dy\Bigg|_{x=0}^{x=a}+\int_{x=0}^{x=a}\left(\sigma_y^*\delta v+\tau_{yx}^*\delta u\right)dx\Bigg|_{y=0}^{y=b}; \quad (15)$$

– и вторую вариацию функционала

$$\delta^2\Phi_{Л} = \delta_2(\delta_1 Э_{л}) = -\frac{E}{(1-\mu^2)}\iint_s\left[\frac{\partial\delta_2 u}{\partial x}\frac{\partial\delta_1 u}{\partial x}+\right.$$
$$+\frac{\partial\delta_2 v}{\partial y}\frac{\partial\delta_1 v}{\partial y}+\mu\left(\frac{\partial\delta_2 u}{\partial x}\frac{\partial\delta_1 v}{\partial y}+\frac{\partial\delta_1 u}{\partial x}\frac{\partial\delta_2 v}{\partial y}\right)+$$
$$\left.+\frac{1-\mu}{2}\left(\frac{\partial\delta_2 u}{\partial y}+\frac{\partial\delta_2 v}{\partial x}\right)\left(\frac{\partial\delta_1 u}{\partial y}+\frac{\partial\delta_1 v}{\partial x}\right)\right]dxdy. \quad (16)$$

Следует к (14)–(16) добавить главные граничные условия: $u = u^*$, $v = v^*$, $\delta_i u = \delta_i u^*$, $\delta_i v = \delta_i v^*$, $i = 1,2$ (заданные значения отмечены символом «*»). В (14)–(16) σ_x^*, τ_{xy}^*, σ_y^*, τ_{yx}^* – заданные напряжения.

Алгоритм формирования матриц жесткости и правых частей плоской задачи теории упругости в перемещениях. Таким образом, для решения краевой задачи (3), (4) вариационно-разностным методом применяем $\delta\Phi_{Л} = \delta_1\Phi_{Л} = 0$, что сообщает функционалу (14) минимальное значение. Рассмотрим приложение формул (15) и (16) для формирования системы разрешающих уравнений с целью вычисления перемещений $u = u(x,y)$, $v = v(x,y)$ пластины. Пусть $\vec{u} = (u_1, u_2,...,u_p)$ – вектор перемещений для p переменных, а $\delta_1\vec{u} = (\delta_1 u_1, \delta_1 u_2,...,\delta_1 u_p)$ и $\delta_2\vec{u} = (\delta_2 u_1, \delta_2 u_2, ..., \delta_2 u_p)$ – вариации вектора перемещений. Тогда для вычисления коэффициентов b_i вектора правой части системы разрешающих уравнений запишем (15) в виде

$$b_i = \delta_1\Phi_{Л}(\vec{u},\delta_1\vec{u}) = \sum_{l=1}^{p}\frac{\partial\Phi_{Л}(\vec{u},\delta_1\vec{u})}{\partial u_l}\delta_1 u_l;$$
$$i = 1,2, ..., p; \qquad \delta_1 u_l = \begin{cases}1, & \text{при } l = i;\\ 0, & \text{при } l \neq i.\end{cases} \quad (17)$$

Для формирования коэффициентов жесткости $a_{i,j}$ этой же системы уравнений составим вторую вариацию как вариацию первой вариации, реализуя (16) для дискретной задачи:

$$a_{ij} = \sum_{k=1}^{p}\frac{\partial}{\partial u_k}\left(\sum_{l=1}^{p}\frac{\partial\Phi_{Л}(\vec{u},\delta_1\vec{u},\delta_2\vec{u})}{\partial u_l}\delta_1 u_l\right)\delta_2 u_k, \quad (18)$$
$$\delta_2 u_k = \begin{cases}1, & \text{при } k = i;\\ 0, & \text{при } k \neq i,\end{cases} \qquad \delta_1 u_l = \begin{cases}1, & \text{при } l = j;\\ 0, & \text{при } l \neq j,\end{cases}$$
$$i = 1,2, ..., p; \qquad j = 1,2, ..., p.$$

Решение сформированной системы уравнений $a_{ij}\vec{u}_j = b_i$ дает вектор перемещений $\vec{u}_j$, по компонентам которого вычисляются внутренние усилия N_x, N_y, S_{xy} согласно (2).

Преобразования дифференциальных уравнений продольно-поперечного изгиба в интегральные уравнения. Для преобразования дифференциальной формулировки задачи (1) в интегральную формулировку воспользуемся уравнениями равновесия, полученными по деформируемой схеме в [3]:

$$\frac{\partial Q_x}{\partial x}+\frac{\partial Q_y}{\partial y}+N_x\frac{\partial^2 w(x,y)}{\partial x^2}+N_y\frac{\partial^2 w(x,y)}{\partial y^2}+$$
$$+\left(S_{xy}+S_{yx}\right)\frac{\partial^2 w(x,y)}{\partial x\partial y}+q_z(x,y) = 0,$$
$$Q_x = \frac{\partial M_x}{\partial x}+\frac{\partial H_{yx}}{\partial y}, \quad Q_y = \frac{\partial M_y}{\partial y}+\frac{\partial H_{xy}}{\partial x}. \quad (19)$$

На основании (19) составим вариационное уравнение

$$\iint_s\left[\frac{\partial^2 M_x}{\partial x^2}+\frac{\partial^2 H_{yx}}{\partial x\partial y}+\frac{\partial^2 H_{xy}}{\partial x\partial y}+\frac{\partial^2 M_y}{\partial y^2}+N_x\frac{\partial^2 w}{\partial x^2}+\right.$$
$$\left.+N_y\frac{\partial^2 w}{\partial y^2}+\left(S_{xy}+S_{yx}\right)\frac{\partial^2 w}{\partial x\partial y}+q_z\right]\delta w\,dS = 0, \quad (20)$$

где $M_x = D\left(æ_x+\mu æ_y\right)$, $M_y = D\left(æ_y+\mu æ_x\right)$, $H_{xy} = H_{yx} = \left(1-\mu\right)D\chi_{xy}$ – изгибающие и крутящие моменты; $æ_x = -\frac{\partial^2 w}{\partial x^2}$, $æ_y = -\frac{\partial^2 w}{\partial y^2}$, $\chi_{xy} = -\frac{\partial^2 w}{\partial x\partial y}$, $\vartheta_x = \partial w/\partial x$, $\vartheta_y = \partial w/\partial y$ – кривизны кривой линии и углы поворота; $\delta w(x,y)$ – возможное перемещение базисной поверхности пластины; $dS = dx\,dy$. Считая внутренние силы N_x, N_y, S_{xy} известными функциями, выполнив процедуры интегрирования внутренних произведений в интеграле (20) по частям, получим вариационное уравнение

$$\delta Э_{Л} = \int_{x=0}^{x=a}\int_{y=0}^{y=b}D\left[æ_x\delta æ_x+\mu(æ_x\delta æ_y+æ_y\delta æ_x)+æ_y\delta æ_y+\right.$$
$$\left.+2\left(1-\mu\right)\chi_{xy}\delta\chi_{xy}\right]dx\,dy-\int_{x=0}^{x=a}\int_{y=o}^{y=b}q_z\delta w\,dx\,dy-$$
$$-\int_{y=0}^{y=b}\left(R_x\delta w-M_x\delta\vartheta_x\right)dy\Bigg|_{x=0}^{x=a}-$$

$$-\int_{x=0}^{x=a}\left(R_y\delta w-M_y\delta\vartheta_y\right)dx\Big|_{y=0}^{y=b}+$$

$$+(H_{xy}+H_{yx})\delta w\Big|_{x=0}^{x=a}\Big|_{y=0}^{y=b}+$$

$$+\int_{x=0}^{x=a}\int_{y=0}^{y=b}\left(N_x\vartheta_x\delta\vartheta_x+N_y\vartheta_y\delta\vartheta_y+S_{xy}(\vartheta_y\delta\vartheta_x+\vartheta_x\delta\vartheta_y)\right)dx\,dy-$$

$$-\int_{y=0}^{y=b}\left(N_x\vartheta_x+S_{xy}\vartheta_y\right)\delta w\,dy\Big|_{x=0}^{x=a}-$$

$$-\int_{x=0}^{x=a}\left(S_{yx}\vartheta_x+N_y\vartheta_y\right)\delta w\,dx\Big|_{y=0}^{y=b}=0, \qquad (21)$$

где δ – оператор варьирования; $R_x=Q_x+\partial H_{xy}/\partial y$, $R_y=Q_y+\partial H_{yx}/\partial x$ – реакции. Из (21) следуют функционал Лагранжа

$$Э_Л=\frac{1}{2}\int_{x=0}^{x=a}\int_{y=0}^{y=b}D\left[æ_x^2+2\mu æ_x æ_y+æ_y^2+2(1-\mu)\chi_{xy}^2\right]dx\,dy-$$

$$-\int_{x=0}^{x=a}\int_{y=0}^{y=b}q_z w\,dx\,dy-\int_{y=0}^{y=b}\left(R_x w-M_x\vartheta_x\right)dy\Big|_{x=0}^{x=a}-$$

$$-\int_{x=0}^{x=a}\left(R_y w-M_y\vartheta_y\right)dx\Big|_{y=0}^{y=b}+(H_{xy}+H_{yx})w\Big|_{x=0}^{x=a}\Big|_{y=0}^{y=b}+$$

$$+\frac{1}{2}\int_{x=0}^{x=a}\int_{y=0}^{y=b}\left(N_x\vartheta_x^2+N_y\vartheta_y^2+2S_{xy}\vartheta_y\vartheta_x\right)dx\,dy-$$

$$-\int_{y=0}^{y=b}\left(N_x\vartheta_x+S_{xy}\vartheta_y\right)w\,dy\Big|_{x=0}^{x=a}-$$

$$-\int_{x=0}^{x=a}\left(S_{yx}\vartheta_x+N_y\vartheta_y\right)w\,dx\Big|_{y=0}^{y=b} \qquad (22)$$

и вторая вариация этого функционала

$$\delta^2Э_Л=\int_{x=0}^{x=a}\int_{y=0}^{y=b}D\Big[\delta_2æ_x\delta_1æ_x+\mu(\delta_2æ_x\delta_1æ_y+\delta_2æ_y\delta_1æ_x)+$$

$$+\delta_2æ_y\delta_1æ_y+2(1-\mu)\delta_2\chi_{xy}\delta_1\chi_{xy}\Big]dx\,dy+$$

$$+\int_{x=0}^{x=a}\int_{y=0}^{y=b}\Big(N_x\delta_2\vartheta_x\delta_1\vartheta_x+N_y\delta_2\vartheta_y\delta_1\vartheta_y+$$

$$+S_{xy}(\delta_2\vartheta_y\delta_1\vartheta_x+\delta_2\vartheta_x\delta_1\vartheta_y)\Big)dx\,dy, \qquad (23)$$

где δ_i, i = 1, 2, – операторы варьирования; $\delta_i æ_x=-\dfrac{\partial^2\delta_i w}{\partial x^2}$, $\delta_i æ_y=-\dfrac{\partial^2\delta_i w}{\partial y^2}$, $\delta_i\chi_{xy}=-\dfrac{\partial^2\delta_i w}{\partial x\partial y}$; $\delta_i\vartheta_x=\partial\delta_i w/\partial x$, $\delta_i\vartheta_y=\partial\delta_i w/\partial y$ – вариации кривизны линий и вариации углов поворота.

Формирование матриц жесткости и матриц внутренних усилий проблемы устойчивости. На основании (9) выражение (23) приравняем к нулю, что приводит к постановке задачи устойчивости дискретной задачи. Пусть $\vec{w}=(w_1,w_2,\ ...,w_p)$ – вектор перемещений для p переменных, а $\delta_1\vec{w}=(\delta_1 w_1,\ \delta_1 w_2,\ ...,\delta_1 w_p)$ и $\delta_2\vec{w}=(\delta_2 w_1,\delta_2 w_2,\ ...,\delta_2 w_p)$ – вариации вектора перемещений. Сформируем для дискретной задачи систему (12) подобно (18):

$$C_{ij}=\sum_{k=1}^{p}\frac{\partial}{\partial\vec{w}_k}\left(\sum_{l=1}^{p}\frac{\partial Э_Л(\vec{w},\delta_1\vec{w},\delta_2\vec{w})}{\partial\vec{w}_l}\delta_1\vec{w}_l\right)\delta_2\vec{w}_k=0, \qquad (24)$$

$$\delta_2\vec{w}_k=\begin{cases}1, \text{ при } k=i;\\ 0, \text{ при } k\neq i,\end{cases}\qquad \delta_1\vec{w}_l=\begin{cases}1, \text{ при } l=j;\\ 0, \text{ при } l\neq j,\end{cases}$$

$$i=1,\ 2,\ ...,p;\quad j=1,\ 2,\ ...,p.$$

Здесь каждый коэффициент $C_{ij}=B_{ij}-sA_{ij}$, согласно (23), содержит характеристики жесткости (A_{ij}) и внутренних усилий (B_{ij}); s – корни уравнения (12). Умножив найденные из (24) C_{ij} на вектор w_j, получим

$$C_{ij}w_j=0, \qquad (25)$$

что представляет формулировку обобщенной проблемы собственных значений

$$[B]\{\vec{w}\}=s[A]\{\vec{w}\}, \qquad (26)$$

где $[B]$ назовем матрицей внутренних усилий; $[A]$ – матрица жесткости; $\{\vec{w}\}=(w_1,w_2,\ ...,w_p)$ – собственный вектор для p переменных; s – собственные числа.

Дискретизация дифференциальных операторов конечно-разностными аналогами и аппроксимация континуальной области сеточной. Выполним дискретизацию уравнений (15), (16), (23). Выберем на области пластинки прямоугольную равномерную сетку $\omega_{ij}=\{(x_i=i\lambda_x,\ y_j=j\lambda_y),\ i=0,1,\ ...,m,\ j=0,1,\ ...,n\}$ на отрезках $[0,l_x]$ и $[0,l_y]$. Здесь $x=x_i$ и $y=y_j$ – узлы сетки; $\lambda_x=l_x/m$ и $\lambda_y=l_y/n$ – шаг сетки, а l_x и l_y – размеры пластинки по направлениям осей координат x и y. Эту сетку (рис. 1) с узлами i, j назовем основной сеткой. Введем дополнительную сетку с узлами ξ, η: $\omega_{\xi\eta}=\{(x_\xi=\lambda_x/2+i\lambda_x,\ y_j=\lambda_y/2+j\lambda_y),\ i=0,\ 1,\ ...,m-1,\ j=0,\ 1,\ ...,n-1\}$. Интегралы по области в (15) и (16) и второй интеграл от внутренних усилий в (23) заменим численным интегрированием $\iint_S(\ )\,dx\,dy=\sum_{\xi=1}^{m-1}\sum_{\eta=1}^{n-1}(\ )S_{\xi\eta}$ (здесь $S_{\xi\eta}$ – площадка интегрирования, равная $\lambda_x\lambda_y$ во внутренних узлах области пластины), а дифференциальные операторы заменим конечно-разностными аналогами [16]:

$$\left(\frac{\partial\delta_k u}{\partial x}\right)_{\xi,\eta}=\frac{\delta_k u_{i+1,j+1}+\delta_k u_{i+1,j}-\delta_k u_{i,j+1}-\delta_k u_{i,j}}{2\lambda_x},$$

$$\left(\frac{\partial\delta_k v}{\partial y}\right)_{\xi,\eta}=\frac{\delta_k v_{i+1,j+1}+\delta_k v_{i,j+1}-\delta_k v_{i+1,j}-\delta_k v_{i,j}}{2\lambda_y},$$

$$\left(\frac{\partial\delta_k u}{\partial y}+\frac{\partial\delta_k v}{\partial x}\right)_{\xi,\eta}=\frac{\delta_k u_{i+1,j+1}+\delta_k u_{i,j+1}-\delta_k u_{i+1,j}-\delta_k u_{i,j}}{2\lambda_y}+$$

$$+\frac{\delta_k v_{i+1,j+1}+\delta_k v_{i+1,j}-\delta_k v_{i,j+1}-\delta_k v_{i,j}}{2\lambda_x}.$$

Далее, в первом интеграле (23) интегрирование для членов, содержащих вариации кривизны $\delta_k æ_x$ и $\delta_k æ_y$, заменим суммированием по узлам основной сетки $\iint\limits_S (\ )\,dx\,dy = \sum_{i=1}^{m}\sum_{j=1}^{n}(\ )S_{ij}$ и применим центральные разности. Здесь площадки интегрирования $S_{i,j}$ равны: $\lambda_x\lambda_y$ – во внутренних узлах области пластины; $\lambda_x\lambda_y/2$ – в узлах, расположенных на контуре; $\lambda_x\lambda_y/4$ – в узлах, расположенных в углах пластинки:

$$\left(\frac{\partial^2\delta_k w}{\partial x^2}\right)_{i,j} = \frac{\delta_k w_{i+1,j} - 2\delta_k w_{i,j} + \delta_k w_{i-1,j}}{\lambda_x^2},$$

$$\left(\frac{\partial^2\delta_k w}{\partial y^2}\right)_{i,j} = \frac{\delta_k w_{i,j+1} - 2\delta_k w_{i,j} + \delta_k w_{i,j-1}}{\lambda_y^2}.$$

Кривизну кручения $\delta_k\chi_{xy}$ вычислим в узлах типа ξ, j:

$$\left(\frac{\partial^2\delta_k w}{\partial x\partial y}\right)_{\xi,j} = \frac{\delta_k w_{i+1,j+1} - \delta_k u_{i,j+1} + \delta_k u_{i,j-1} - \delta_k u_{i+1,j}}{2\lambda_x\lambda_y}$$

и в узлах типа i, η:

$$\left(\frac{\partial^2\delta_k w}{\partial x\partial y}\right)_{i,\eta} = \frac{\delta_k w_{i+1,j+1} - \delta_k u_{i-1,j+1} + \delta_k u_{i-1,j} - \delta_k u_{i+1,j}}{2\lambda_x\lambda_y}.$$

Здесь $k = 1, 2$.

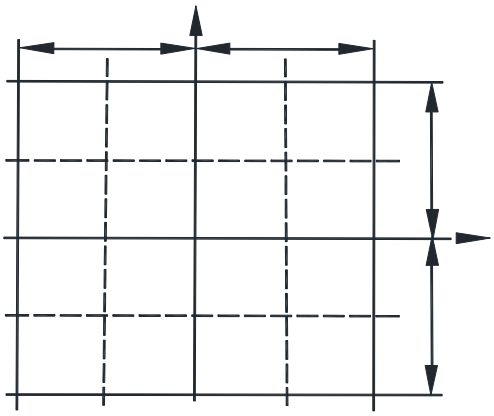


Рис. 1. Конечно-разностная сетка: сплошными линиями обозначены линии основной сетки; штриховыми линиями обозначены линии дополнительной сетки

Примеры расчета. Для расчета продольно-поперечного изгиба тонких пластин используем математический пакет Maple [17], позволяющий вычислять собственные числа и собственные значения матриц. Приведем два примера расчета устойчивости от сил инерции.

Пример 1. Пластина жестко защемлена по всему контуру; объемные силы равны $X = \rho a_x = 1$ и $Y = \rho a_y = 0$. Размеры в плане: $l_x = 0,8$ м; $l_y = 0,6$ м; толщина $h = 0,01$ м. Материал пластинки имеет характеристики жесткости: $E = 10^{10}$ Па и $\mu = 0,45$. Плотность материала $\rho = 3$ г/см^3. Пусть допускаемое ускорение $[a]$ равно 50 g.

Первый этап расчета включает в себя вычисление внутренних мембранных усилий (2), эпюры которых приведены на рис. 2. По найденным перемещениям базисной поверхности пластины (рис. 3) построим ее деформированный вид (рис. 3, *а*). Решение обобщенной проблемы собственных значений (26) (это второй этап расчета) представляет первая форма поперечного изгиба (рис. 3, *б*).

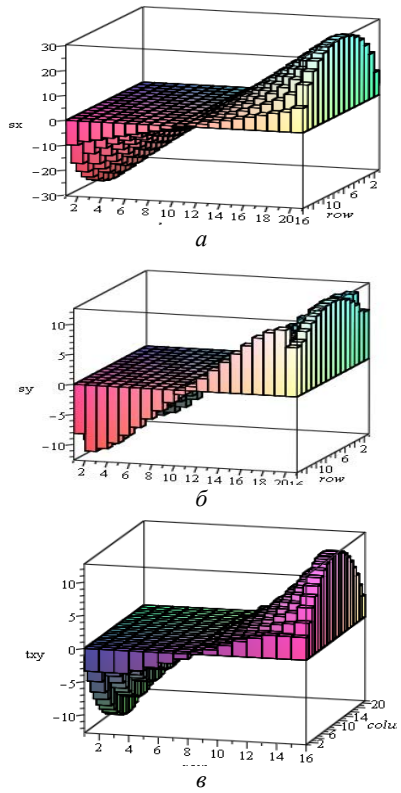


Рис. 2. Эпюры внутренних усилий: *а* – продольные N_x; *б* – продольные N_y; *в* – сдвиговые S_{xy} (размерность внутренних усилий Н/м)

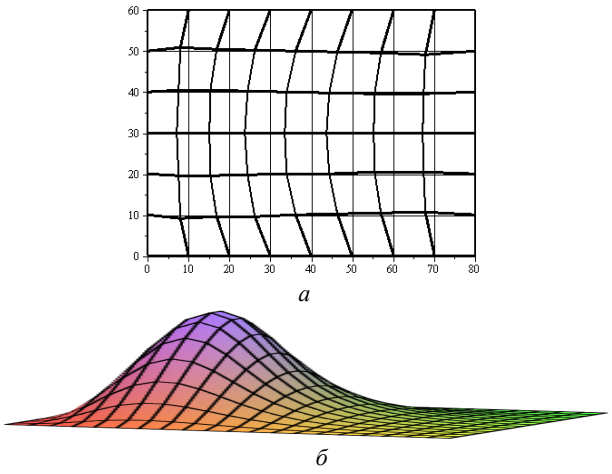


Рис. 3. Деформированный вид поверхности пластины: *а* – перемещения линии сетки срединного слоя; *б* – выпучивание – первая равновесная форма

Инерционная нагрузка здесь такова, что формируемая матрица внутренних усилий имеет на главной диагонали нули и эта матрица не имеет обратной матрицы.

Найдем ускорение, отвечающее первому собственному значению, равному 304 Н/м^3: $a_x = \frac{304}{\rho} = \frac{304}{3\cdot 10^{-3}} = 1000$ м/с^2. Ускорение слишком велико и, видимо, близко к ударным нагрузкам. Заключаем, что заданная пластина не потеряет устойчивость, так как полученное критическое ускорение, равное 100 g, меньше допускаемого $[a] = 50\,g$.

Пример 2. В качестве второго примера рассмотрим пластину, закрепленную только с одного торца, когда три других края свободны и не закреплены. В ее плоскости действует постоянное ускорение. Аналогичная задача расчета продольно-поперечного изгиба была приведена в [2], где изучалось действие на вертикальную консольную пластинку постоянного ускорения; для решения задачи применен метод Ритца.

Пластина имеет размеры в плане 0,6×0,8 м и толщину $0{,}1\cdot 10^{-3}$ м; модуль Юнга материала равен $2\cdot 10^{11}$ Па; коэффициент Пуассона –0,25; плотность 780 кг/м^3. Ускорение a_y (это параметр) направлено по оси абсцисс. Требуется определить критические ускорения. На рис. 4 отображен деформированный вид, полученный на первом этапе решении задачи до возникновения критических ускорений. На рис. 5 приведен вид функций внутренних мембранных усилий, приводящих к потере устойчивости. На рис. 6 продемонстрированы полученные формы потери устойчивости пластины, там же отмечены четыре первых критических ускорения, соответствующих этим формам. Таким образом, чтобы достичь при разгоне ускорения, равного, к примеру, 41 м/с^2, следует не допустить предыдущих критических ускорений 30 и 40 м/с^2. Следует обратить внимание, что система Maple первое и четвертое собственные числа подобрала отрицательными и выдала соответствующие им формы (рис. 6, *а*, *г*) в противоположном направлении. На первый взгляд, отрицательное значение собственного числа противоречит критерию потери устойчивости, что если минимальное собственное значение положительно, тогда конструкция устойчива. Здесь рассматривалась обобщенная проблема $[A]\{\overline{w}\} = s^*[B]\{\overline{w}\}$ ($s^* = 1/s$). Если всегда $[A] > 0$, тогда больше нуля должно быть произведение $s^*[B] > 0$, а не собственное значение s^*.

Дополнительно отметим в этой задаче особенность приложения вариационно-разностного подхода. На свободных краях пластины при формировании матриц жесткости записывались уравнения равновесия как в узлах на контуре, так и в законтурных узлах, поэтому размерности сформированных матриц $[A]$ и $[B]$ в (26) не совпадали. Дополнительные уравнения о равенстве нулю изгибающих моментов и обобщенных реакций на контуре понижали размерность матрицы $[A]$ до размерности матрицы $[B]$. Эти дополнительные процедуры сложения соответствующих строк между собой и столбцов матриц были автоматизированы для сеток различной густоты, что несколько усложняло общий алгоритм. Реализация же дифференциальной формулировки задачи (1) методом конечных разностей для пластины со свободными краями затруднительна.

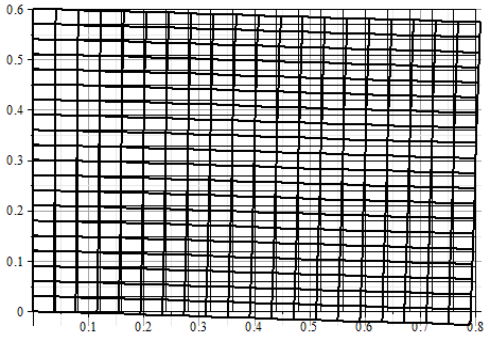
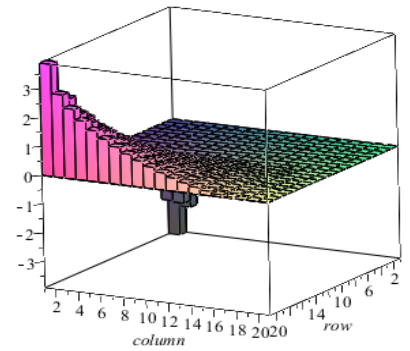
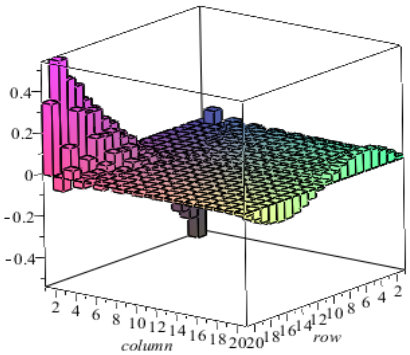


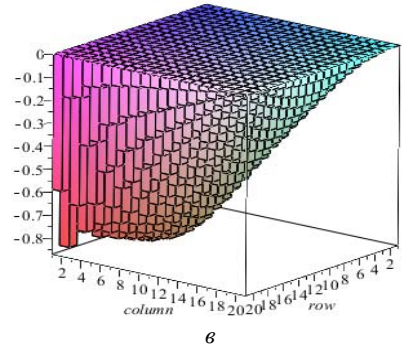
Рис. 4. Деформированный вид пластинки



а



б



в

Рис. 5. Пространственный вид эпюр внутренних усилий: *а* – N_x; *б* – N_y; *в* – S_{xy}

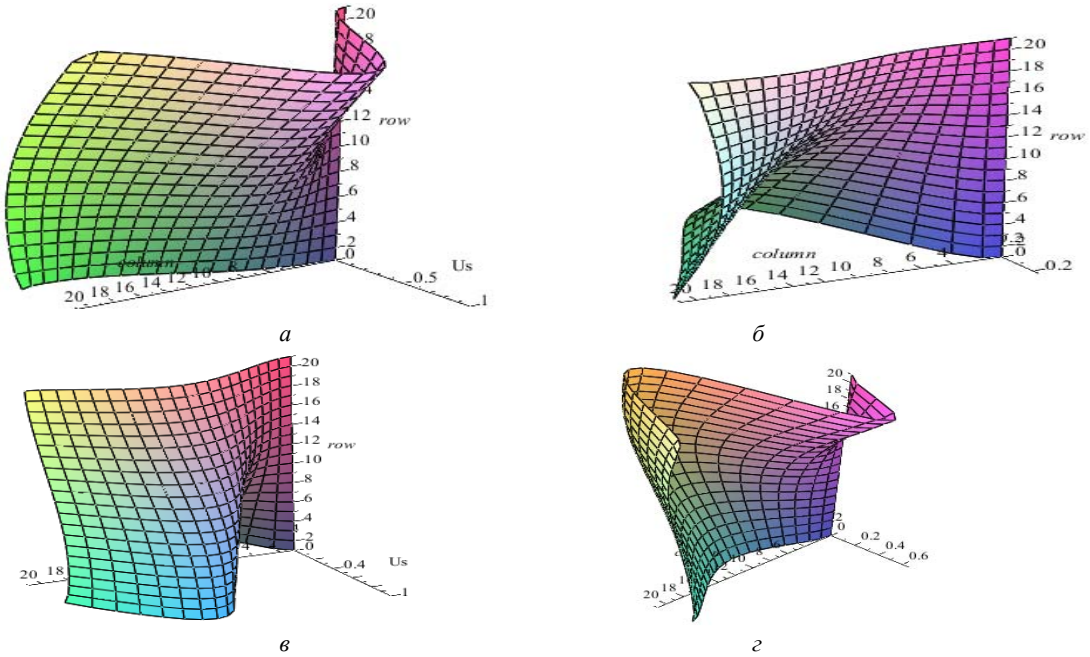


Рис. 6. Формы потери устойчивости при ускорениях:
а – –29 м/с^2; *б* – 30 м/с^2; *в* – 40 м/с^2; *г* – –43,3 м/с^2

Заключение. Таким образом, рассмотренный подход к расчету пластин может быть использован для подбора и анализа геометрических и параметров жесткости панелей при заданном ускорении или торможении, применяемых в аэрокосмической технике.

Матрица жесткости и матрицы внутренних усилий формировались с помощью прикладной программы интерпретатора Maple, что ограничило возможности сгущения конечно-разностной сетки и численного решения задачи большой размерности, исследования сходимости результатов. Поэтому для дальнейших исследований желательно использование пакетов программ, основанных на алгоритмических языках высокого уровня.

Необходимо сказать, что на поиск всего спектра собственных чисел и форм программа Maple затрачивала на два порядка больше времени, по сравнению с временем формирования матриц с применением предложенных здесь методов. Для обеспечения достоверности был применен метод скалярных произведений, позволяющий вычислять максимальное собственное число. Однако это требовало вычисления обратной матрицы жесткости, тогда как матрицы внутренних усилий обратных матриц не имели.

Библиографические ссылки

1. Szilard R. Theories and Applications of Plate Analysis: Classical, Numerical and Engineering Methods. Copyright © John Wiley & Sons, Inc., 2004. 1039 p.

2. Xiang Y., Kitipornchai S., Wang C. Y. Buckling and spanning capacity of cantilevered vertical plates under body forces // The IES Journal. Part A: Civil & Structural Engineering. 2008. 1:2. P. 116–122.

3. Тимошенко С. П. Устойчивость упругих систем. М.-Л. : ОГИЗ-ГОСТЕХИЗДАТ, 1946. 532 с.

4. Филоненко-Бородич М. М. Теория упругости. М.-Л. : Физматлит, 1947. 300 с.

5. Тимошенко С. П., Гудьер Дж. Теория упругости. М. : Наука, 1975. 576 с.

6. Сабиров Р. А. Особенности дифференциальной и вариационно-разностной формулировок задачи продольно-поперечного изгиба стержня от сил инерции // Вестник СибГАУ. 2014. № 3(55). С. 131–138.

7. Яблонский А. А., Норейко С. С. Курс теории колебаний. М. : Высш. шк. 1966. 255 с.

8. Васидзу К. Вариационные методы в теории упругости и пластичности : пер. с англ. М. : Мир, 1987. 542 с.

9. Ван Цзи-де. Прикладная теория упругости. М. : Физматгиз, 1959. 400 с.

10. Вольмир А. С. Устойчивость упругих систем. М. : Физматгиз, 1963. 880 с.

11. Лейбензон Л. С. Курс теории упругости. М.-Л.: ОГИЗ, 1947. 465 с.

12. Lopatin A. V., Morozov E. V. Approximate buckling analysis of the CCFF orthotropic plates subjected to in-plane bending // International Journal of Mechanical Sciences. 2014. № 85. P. 38–44.

13. Ланцош К. Вариационные принципы механики : пер. с англ. М. : Мир, 1965. 408 с.

14. Новожилов В. В. Основы нелинейной теории упругости. М.-Л. : ОГИЗ-ГОСТЕХИЗДАТ, 1948. 112 с.

15. Михлин С. Г. Вариационные методы в математической физике. М. : Наука, 1970. 512 с.

16. Самарский А. А. Теория разностных схем. М. : Наука, 1977. 656 с.

17. Матросов А. В. Maple 6. Решение задач высшей математики и механики. СПб. : БХВ-Петербург, 2001. 528 с.

References

1. Szilard R. Theories and Applications of Plate Analysis: Classical, Numerical and Engineering Methods. Copyright © 2004 John Wiley & Sons, Inc. 1039 p.

2. Xiang Y., Kitipornchai S. & Wang C. Y. (2008): Buckling and spanning capacity of cantilevered vertical plates under body forces, The IES Journal Part A: Civil & Structural Engineering, 1:2, 116–122.

3. Timoshenko S. P. *Ustojchivost' uprugikh sistem* [Stability of elastic systems]. Moscow – Leningrad, OGIZ GOSTEHIZDAT Publ., 1946, 532 p.

4. Filonenko–Borodich M. M. *Teorija uprugosti* [Theory of elasticity]. Moscow – Leningrad, Fizmatlit Publ., 1947. 300 p.

5. Timoshenko S. P., Gud'er Dzh. *Teorija uprugosti.* [Theory of elasticity]. Moscow, Nauka Publ., 1975, 576 p.

6. Sabirov R. A. [Features of differential and variation-differential formulations of the problem of the longitudinally cross bend of the core from inertia forces]. *Vestnik SibGAU*, 2014, No. 3(55), P. 131–138 (In Russ.).

7. Jablonskij A. A., Norejko S. S. *Kurs teorii kolebanij* [Course of the theory of fluctuations]. Moscow, Vyssh. shk. Publ., 1966, 255 p.

8. Vasidzu K. *Variatsionnye metody v teorii uprugosti i plastichnosti* [Variation methods in the elasticity and plasticity theory]. Moscow, Mir Publ., 1987, 542 p.

9. Van Czi-de. *Prikladnaja teorija uprugosti* [Applied theory of elasticity]. Moscow, Fizmatgiz Publ., 1959, 400 p.

10. Vol'mir A. S. *Ustojchivost' uprugikh sistem* [Stability of elastic systems]. Moscow: Fizmatgiz Publ., 1963, 880 p.

11. Lejbenzon L. S. *Kurs teorii uprugosti* [Course of the theory of elasticity]. OGIZ. Moscow – Leningrad, OGIZ Publ., 1947, 465 p.

12. Lopatin A. V., Morozov E. V. Approximate buckling analysis of the CCFF orthotropic plates subjected to in-plane bending. International Journal of Mechanical Sciences 85 (2014) 38–44.

13. Lancosh K. *Variatsionnye printsipy mekhaniki* [Variation principles of mechanics]. Moscow, Mir Publ., 1965, 408 p.

14. Novozhilov V. V. *Osnovy nelinejnoj teorii uprugosti* [Bases of the nonlinear theory of elasticity]. Moscow – Leningrad, OGIZ GOSTEHIZDAT Publ., 1948, 112 p.

15. Mihlin S. G. *Variatsionnye metody v matematicheskoj fizike* [Variation methods in mathematical physics]. Moscow, Nauka Publ., 1970, 512 p.

16. Samarskii A. A. *Teoriya raznostnykh skhem*. [Theory of differential schemes]. Moscow, Nauka Publ., 1977, 656 p.

17. Matrosov A. V. *Maple 6. Reshenie zadach vysshej matematiki i mekhaniki* [Solution of problems of the higher mathematics and mechanics]. St. Petersburg, BHVPeterburg Publ., 2001, 528 p.

© Сабиров Р. А., 2014

УДК 521.35, 521.31

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 111–118

ОЦЕНИВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ОШИБОК МОДЕЛИ ДВИЖЕНИЯ АСТЕРОИДОВ, СБЛИЖАЮЩИХСЯ С ЗЕМЛЕЙ, НА ТОЧНОСТЬ ПОСТРОЕНИЯ ДОВЕРИТЕЛЬНЫХ ОБЛАСТЕЙ

Г. Е. Самбаров[1], О. М. Сюсина[2]

[1]Национальный исследовательский Томский государственный университет
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 36
E-mail: detovelli@vtomske.ru
[2]Научно-исследовательский институт прикладной математики
и механики Томского государственного университета
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 36, корп. 10
E-mail: kleo77@sibmail.com

Рассматривается способ, позволяющий оценивать точность модели движения малых тел Солнечной системы, основанный на сравнении размеров доверительных областей и смещении оценок, полученных при решении задачи наименьших квадратов для моделей различной степени полноты. Сравнение моделей возмущающих сил и выбор лучшей модели в задаче построения областей возможных движений объектов осуществляется на основе показателя, имеющего геометрически ясный и простой вид. Если значение данного показателя меньше некоторого порогового значения, то полагаем, что смещение НК-оценок можно считать малым по сравнению с размерами доверительных областей и исключение воздействующих факторов имеет незначительное влияние. В проведенном исследовании модель движения включала в себя гравитационные возмущения от больших планет, Луны, Плутона, сжатия Земли и релятивистские эффекты от Солнца. Были исследованы также линейные и нелинейные методы представления доверительной области ее граничной поверхностью. Выполнено исследование итерационного метода Ньютона, используемого для отображения точек в нелинейном случае. На примере астероидов 2011 MD и 1998 QE2, сближающихся с Землей, приводятся оценки влияния ошибок модели движения на точность построения доверительных областей. Показано, что неполный учет возмущающих сил и неточное представление наблюдений могут привести к недостоверному определению доверительных областей возможных движений малых тел Солнечной системы.

Ключевые слова: астероиды, модели движения, задача наименьших квадратов, доверительные области, граничные поверхности, показатели нелинейности, систематические ошибки, 2011 MD, 1998 QE2.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 111–118

THE ESTIMATION OF THE MOTION MODEL ERRORS INFLUENCE ON PRECISION OF THE BUILDING OF CONFIDENCE REGION FOR NEAR-EARTH ASTEROIDS

G. E. Sambarov[1], O. M. Syusina [2]

[1]National research Tomsk State University
36, Lenina Av., Tomsk, 634050, Russian Federation
E-mail: detovelli@vtomske.ru
[2] Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics, Tomsk State University
10 housing, 36, Lenina Av., Tomsk, 634050, Russian Federation
E-mail: kleo77@sibmail.com

This paper deals with the method of accuracy estimation of using of asteroid motion models by comparing the size of confidence regions and offset of least square estimation of their nominal orbits determined for models of varying degrees of completeness. Comparing of perturbing forces models and selection of the best models in the task of constructing regions of object possible motions are based on indicator that has geometrically clear and simple form. If the value of this index is less than a certain threshold value, it is supposed that the offset of least square estimation can be considered as small compared to the size of confidence regions and exclusion of some factors has a negligible effect. In this study, the motion model has included gravitational perturbations from the principal planets, the Moon, Pluto, oblateness of Earth and relativistic effects from the Sun. The linear and nonlinear methods of presenting of confidence

region by its boundary surface are also investigated. Investigation of the Newton's iteration method, which has used for mapping points in non-linear case, has been made. The estimates of the influence of the motion model errors on the accuracy of constructing confidence regions are provided on the example of near Earth asteroids 2011 MD and 1998 QE2. The paper states that no complete account of the disturbing forces and inexact representation of the observations may lead to unreliable determination of confidence region for small bodies' motion.

Keywords: asteroids, models of motion, least squares method, confidence region, boundary surfaces, indicators of nonlinearity, systematic errors, 2011 MD, 1998 QE2.

Введение. Современный мир подвержен многим опасностям различного характера, и даже такой, как столкновения малых тел Солнечной системы с Землей или космическими аппаратами [1; 2]. Для приближенной оценки этой угрозы используется вероятностный метод определения орбит небесных тел. Так как наблюдения астероидов отягощены неизбежными ошибками, мы можем получить из них только некоторую оценку их возможных параметров. Эта оценка определяет номинальную орбиту малого небесного тела. Чем больший интервал будет охвачен наблюдениями, тем точнее и ближе она будет к истинной траектории объекта. Поэтому для достоверности расчетного движения астероида целесообразно описывать его плотным пучком траекторий, выходящих из начальной доверительной области. И далее, для исследования движения небесного тела, производить отображение этой области на любой другой момент времени. Известно также, что систематические ошибки наблюдений и модели движения астероидов могут оказывать существенное влияние на точность построения доверительных областей. В случае, если эти ошибки достаточно большие, может оказаться, что реальное движение изучаемого объекта будет вне расчетной области возможных движений. Это особенно неприемлемо при исследовании возможных столкновений астероидов с Землей или космическими аппаратами. Исключение систематических ошибок из наблюдений представляет собой сложную и часто неразрешимую задачу, и этой проблеме посвящено достаточно много работ [3–6]. В настоящей работе приводится полный алгоритм способа, позволяющего анализировать модели движения астероидов при построении доверительных областей. Выбор же модели возмущающих сил в традиционно применяемых методах связан только с анализом их влияния на точность определения номинальной орбиты объекта. Размеры доверительных областей в этих оценках не учитываются. Рассматриваемый нами способ этот недостаток устраняет, и выбор модели возмущающих сил этим способом тесно связан с размерами доверительных областей и смещениями оценок параметров орбит, определяемых для альтернативных моделей движения исследуемого объекта.

Задача построения доверительной области. При построении начальной доверительной области движения астероида нужно указать вероятность попадания истинного значения определяемых параметров в область их оценок

$$P\left\{\mathbf{q}_t \in Q\left(\hat{\mathbf{q}} / \mathbf{d}^*\right)\right\} \geq \gamma, \qquad (1)$$

где $\mathbf{q}_t$ – истинная (неизвестная нам) точка в m-мерном пространстве определяемых параметров $\mathbf{q} = (q_1, q_2, ..., q_m)$; $\hat{\mathbf{q}}$ – оценка этих параметров, определяемая по n-мерной выборке измерений $\mathbf{d}^* = \left(d_1^*, d_2^*, ..., d_n^*\right)$; $Q(\bullet)$ – доверительная область; число γ – коэффициент доверия, показывающий, с какой вероятностью область $Q(\bullet)$ накрывает m-мерную истинную точку $\mathbf{q}_t$.

Оценка $\hat{\mathbf{q}}$ находится из решения задачи наименьших квадратов (НК):

$$\Phi(\mathbf{q}) = \left[\mathbf{d}(\mathbf{q}) - \mathbf{d}^*\right]^T \mathbf{W}\left[\mathbf{d}(\mathbf{q}) - \mathbf{d}^*\right] = \min, \qquad (2)$$

где $\Phi(\mathbf{q})$ – целевая функция задачи наименьших квадратов; $\mathbf{d}(\mathbf{q})$ – расчетная n-мерная вектор-функция измеряемых параметров; $\mathbf{W}$ – весовая матрица; символ T означает операцию транспонирования.

Линейные методы построения доверительных областей. В линейном случае наименьшие по размерам начальные доверительные области представляют собой 6-мерные эллипсоиды, определяемые выражением

$$(\mathbf{q} - \hat{\mathbf{q}})^T \left[\mathbf{R}^T(\hat{\mathbf{q}})\mathbf{W}\mathbf{R}(\hat{\mathbf{q}})\right](\mathbf{q} - \hat{\mathbf{q}}) = \hat{\varepsilon}. \qquad (3)$$

Здесь

$$\hat{\varepsilon} \cong \sigma_0^2 (k_\gamma)^2, \qquad (4)$$

где $\sigma_0 = \left[\Phi(\hat{\mathbf{q}}) / (n - m)\right]^{1/2}$ – среднеквадратическая ошибка единицы веса; $\mathbf{R}(\mathbf{q}) = \partial\mathbf{d}(\mathbf{q}) / \partial\mathbf{q}$ – матрица частных производных размером $n \times m$; величина k_γ оценивается с помощью статистик $F(m; n - m)$-распределения Фишера в виде

$$(k_\gamma)^2 \cong mF(m; n - m; \gamma^*). \qquad (5)$$

Величина $F(m; n - m; \gamma^*) = F^*$ есть верхняя квантиль для $F(m; n - m)$-распределения.

Доверительные эллипсоидальные области представляют собой области возможных значений параметров орбит с граничной поверхностью, накрывающей с заданной в линейном приближении вероятностью истинные значения параметров орбиты объекта.

При построении области по ее граничной поверхности точки, заполняющие эллипсоид, можно находить при помощи алгоритма [7–9]

$$\mathbf{q}_j^* = \hat{\mathbf{q}} + \frac{k_\gamma}{\left|\boldsymbol{\eta}_j\right|} \mathbf{A}\boldsymbol{\eta}_j^T. \qquad (6)$$

Здесь вектор $\boldsymbol{\eta}_{\mathbf{j}} = (\eta_1, \eta_2, ..., \eta_m)$, компоненты которого $\eta_i \in N(0;1)$ – независимые нормально распределенные случайные числа с единичной дисперсией; $j = 1, 2, ..., s$, где s – количество точек $\mathbf{q}_j^*$, определяемое длиной моделируемой датчиками случайных чисел выборки вектора $\boldsymbol{\eta}_{\mathbf{j}}$; $\boldsymbol{A}$ – нижняя треугольная матрица, такая, что $\boldsymbol{AA}^T = \widehat{\boldsymbol{D}}$; $\widehat{\boldsymbol{D}}$ – НК-оценка ковариационной матрицы, определяемая выражением

$$\widehat{\boldsymbol{D}} = \sigma_0^2 \left[\boldsymbol{R}^T(\widehat{\boldsymbol{q}}) \mathbf{W} \mathbf{R}(\widehat{\boldsymbol{q}}) \right]^{-1}. \quad (7)$$

Моделирование случайных точек $\mathbf{q}_j^*$ при помощи алгоритма (6) должно удовлетворять условию

$$\varepsilon_j \le \widehat{\varepsilon}, \quad (8)$$

где

$$(\mathbf{q}_j^* - \widehat{\boldsymbol{q}})^T [\boldsymbol{R}^T(\widehat{\boldsymbol{q}}) \boldsymbol{W} \boldsymbol{R}(\widehat{\boldsymbol{q}})] (\mathbf{q}_j^* - \widehat{\boldsymbol{q}}) = \varepsilon_j. \quad (9)$$

Построение доверительной области в нелинейном случае. Если нелинейность связи между вероятностными вариациями ошибок наблюдений и начальных параметров значительна, то формальное определение ковариационной матрицы и задание по ней эллипсоидальной доверительной области становится неправомерным. В этом случае приходится применять трудоемкие многократные решения задачи НК вида [10]

$$\Phi(\boldsymbol{q}) = \left[\boldsymbol{d}(\boldsymbol{q}) - \boldsymbol{d}^* - \delta \boldsymbol{d} \right]^T \boldsymbol{W} \left[\boldsymbol{d}(\boldsymbol{q}) - \boldsymbol{d}^* - \delta \boldsymbol{d} \right] = \min \quad (10)$$

или

$$\Phi(\boldsymbol{q}) = \left[\boldsymbol{d}(\boldsymbol{q}) - \boldsymbol{d}(\widehat{\boldsymbol{q}}) - \delta \boldsymbol{d} \right]^T \boldsymbol{W} \left[\boldsymbol{d}(\boldsymbol{q}) - \boldsymbol{d}(\widehat{\boldsymbol{q}}) - \delta \boldsymbol{d} \right] = \min. \quad (11)$$

Здесь $\delta \boldsymbol{d} \in N(0, \sigma_0^2)$ – независимые нормально распределенные случайные числа с дисперсией, определяемой из решения исходной задачи НК (2).

Найденная таким образом доверительная область представляет собой множество оценок $\widehat{\boldsymbol{q}}^j$ и имеет, как правило, неправильную бананообразную форму. Ее граничную поверхность мы предлагаем определять уравнением [8; 9]

$$\Phi(\boldsymbol{q}) = C, \quad (12)$$

где $\Phi(\boldsymbol{q})$ – целевая функция задачи НК (2).

В качестве постоянной C можно выбрать $C \equiv \Phi_F$, а также любое из близких друг к другу значений целевой функции в нескольких различных вершинах доверительного эллипсоида или их среднеарифметическое значение, так как близкие значения целевой функции однозначно указывают на то, что эти вершины лежат в окрестности граничной поверхности. Целевая функция Φ_F, определяющая граничную поверхность доверительной области, находится при помощи соотношения $\Phi_F = \Phi(\widehat{q})(1 + k_\gamma^2 / (n - m))$.

Алгоритм сравнения моделей движения. Сравнение моделей возмущающих сил и выбор лучшей модели в задаче построения областей возможных движений астероида осуществляется нами при помощи следующего показателя [3; 7; 11]:

$$\varepsilon_{\text{отн}} = \frac{\Delta d}{d} = \frac{\left| \widehat{\mathbf{q}}^* - \widehat{\mathbf{q}} \right|}{\left| \overline{\mathbf{q}} - \widehat{\mathbf{q}} \right|}, \quad (13)$$

где $\widehat{\mathbf{q}}^*$ и $\widehat{\mathbf{q}}$ – оценки параметров орбиты объекта, определяемые задачей наименьших квадратов по данной (одной и той же) n-мерной выборке измерений $\mathbf{d}^*$ с использованием двух моделей сил $\mathbb{F}^*$ и $\mathbb{F}$; $\overline{\mathbf{q}}$ – точка, лежащая в параметрическом пространстве вдоль направления $\widehat{\mathbf{q}}^* - \widehat{\mathbf{q}}$ на уровенной поверхности доверительной области $\Phi_F = \Phi(\widehat{\boldsymbol{q}}) \left(1 + \frac{(k_\gamma)^2}{n - m} \right)$.

Очевидно, что значения $\varepsilon_{\text{отн}} > 1$ (т. е. $\Delta d > d$) определенно указывают на большие смещения относительно друг друга НК-оценок параметров $\widehat{\mathbf{q}}^*$ и $\widehat{\mathbf{q}}$ (следовательно, и доверительных областей, построенных на основе этих оценок). Если же $\varepsilon_{\text{отн}} < 1$ (т. е. $\Delta d < d$), эти смещения можно считать малыми по сравнению с размерами доверительных областей только при выборе более жесткого критерия, такого как, например, $\varepsilon_{\text{отн}} < 0{,}1$. Наглядное представление такого способа оценивания влияния возмущающих сил на точность построения областей возможных движений астероидов с использованием показателя $\varepsilon_{\text{отн}}$ дает рис. 1.

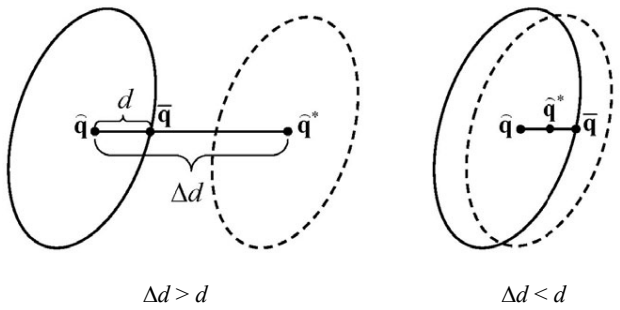


Рис. 1. Геометрическое изображение оценивания смещения доверительных областей по показателю $\varepsilon_{\text{отн}}$

В случаях, когда имеют место сближения астероидов с Землей или другими планетами, этот критерий необходимо уменьшить еще на несколько порядков. Следует также отметить, что рассматриваемый способ анализа модели движения астероидов может быть применен как для построения начальных областей возможных значений параметров орбит, так и при отображении этих областей во времени. В зависимости от степени нелинейности задачи для определения в параметрическом пространстве точки $\overline{\mathbf{q}}$, можно применять линейный либо нелинейный метод нахождения точек граничных поверхностей доверительных областей [3; 11; 12]. При слабой нелинейности линейный метод может быть реализован следующим алгоритмом:

$$\overline{\mathbf{q}}_{\text{л}} = \widehat{\mathbf{q}} + \frac{k_\gamma}{\left| \widehat{\mathbf{q}}^* - \widehat{\mathbf{q}} \right|} \boldsymbol{A} (\widehat{\mathbf{q}}^* - \widehat{\mathbf{q}})^T. \quad (14)$$

В случае, если доверительную область нельзя аппроксимировать эллипсоидом, то находим точку $\overline{\mathbf{q}}_{\text{н}}$, решая нелинейное уравнение

$$F(\mathbf{q}) = \Phi(\mathbf{q}) - \Phi_F = 0, \qquad (15)$$

где $\bar{\mathbf{q}}_{\text{н}} = \hat{\mathbf{q}} + l(\hat{\mathbf{q}}^* - \hat{\mathbf{q}})$; l – параметр растяжения (сжатия) вектора $\hat{\mathbf{q}}^* - \hat{\mathbf{q}}$ до граничной поверхности.

Схема решения уравнения (15) методом Ньютона может быть записана в виде следующего алгоритма:

$$l_{n+1} = l_n - \frac{\left[F(\mathbf{q})\right]_{l=l_n}}{\left(\dfrac{\partial\Phi(\mathbf{q})}{\partial l}\right)_{l=l_n}}, \qquad (16)$$

где частная производная $\dfrac{\partial\Phi(\mathbf{q})}{\partial l}$ определяется выражениями $\dfrac{\partial\Phi(\mathbf{q})}{\partial l} = \dfrac{\partial\Phi(\mathbf{q})}{\partial\mathbf{q}} \cdot \dfrac{\partial\mathbf{q}}{\partial l}$; $\dfrac{\partial\Phi(\mathbf{q})}{\partial\mathbf{q}} = 2\left[\mathbf{R}^T(\mathbf{q})\Delta\mathbf{d}(\mathbf{q})\right]^T$; $\dfrac{\partial\mathbf{q}}{\partial l} = \hat{\mathbf{q}}^* - \hat{\mathbf{q}}$; $\mathbf{R}(\mathbf{q}) = \partial\mathbf{d}(\mathbf{q}) / \partial\mathbf{q}$ – матрица частных производных от измеряемых параметров $\mathbf{d}(\mathbf{q})$ по определяемым параметрам $\mathbf{q}$; $\left[\Delta\mathbf{d}(\mathbf{q}) = \mathbf{d}(\mathbf{q}) - \mathbf{d}^*(\mathbf{q})\right]$ – вектор невязок «О–С».

Численные эксперименты. В качестве объектов исследования мы выбрали астероиды 2011MD и 1998QE2. Первый объект – это астероид группы Аполлона, который 27 июня 2011 г. прошел относительно близко к поверхности Земли – на расстоянии около 20000 км от ее центра. Полная выборка его наблюдений включала в себя 1539 наблюдений в одной оппозиции с 21.06.2011 г. по 3.07.2011 г. [13–15].

Второй объект – астероид группы Амура, прошедший 1 июня 2013 г. на расстоянии в 5,8 млн км от нашей планеты. Полная выборка наблюдений астероида 1998QE2 включает 111 наблюдений в 6 оппозициях и охватывает период с 19.08.1998 г. по 19.02.2009 г. На их примере нами было исследовано влияние ошибок модели и представления наблюдений на точность построения начальных доверительных областей с использованием реальных наблюдений. В проведенном исследовании модель движения включала в себя гравитационные возмущения от больших планет, Луны, Плутона, сжатия Земли и релятивистские эффекты от Солнца.

Полученные результаты сравнения моделей движения астероидов представлены в таблице и на рис. 2, 3. Как видно из таблицы, для объекта 2011MD явное влияние на смещение НК-оценки оказывает исключение из модели движения сжатия Земли и возмущений от Луны. А для астероида 1998QE2 исключение воздействующих факторов имеет незначительное влияние. Более наглядное подтверждение численных результатов и представление о точности определения областей возможных движений объектов на основе рассматриваемых моделей дает рис. 2. Здесь области представлены в виде проекций доверительных эллипсоидов на плоскость *XY*. Как видно из рис. 2, для астероида 1998QE2 области совпадают из-за плохого влияния рассматриваемых факторов.

Так как нелинейные отображения на граничную поверхность доверительной области точки $\bar{\mathbf{q}}$ осуществляются при помощи численных итерационных схем, представляет определенный интерес исследование их свойств применительно к решаемой задаче. Мы выполнили с этой целью ряд численных экспериментов по исследованию свойств алгоритма (16) метода Ньютона. Существующие теоретические оценки сходимости итерационных методов являются сложными и требуют вычисления производных высоких порядков. Поэтому нами было проведено численное исследование непосредственно самих целевых функций. С этой целью в направлении вдоль вектора $\hat{\mathbf{q}}^* - \hat{\mathbf{q}}$ на точку $\bar{\mathbf{q}}$ была получена зависимость функции $F(\boldsymbol{q}) = \Phi(\boldsymbol{q}) - \Phi_F$ и соответствующей этой функции $\sigma - \sigma_F$ от значения параметра l. Результаты расчетов показаны на рис. 3. Для каждого из рассмотренных объектов в скобках после имени астероида приведены количество его наблюдений, мерный интервал, на котором эти наблюдения были получены, и альтернативная модель, с которой проводилось исследование. Приведены также показатели нелинейности χ [6], среднеквадратические ошибки единицы веса σ_0 и значения параметра растяжения (сжатия) l, при которых точка $\bar{\mathbf{q}}$ отображается на уровенную поверхность доверительной области движения исследуемого астероида.

Значения показателей точности моделей, полученных на основе линейных и нелинейных методов определения значения параметра *l* для точки $\bar{\mathbf{q}}$

Объект	$\varepsilon^{\text{н}}_{\text{отн}}$	$\varepsilon^{\text{н}}_{\text{отн}} = \dfrac{1}{l}$	$\varepsilon^{\text{л}}_{\text{отн}}$
2011MD без учета сжатия Земли	5,8958	5,8962	5,8872
2011MD без учета возмущений от Луны	63,3706	63,2911	63,0561
1998QE2 без учета сжатия Земли	$1{,}1042 \cdot 10^{-8}$	$1{,}1042 \cdot 10^{-8}$	$1{,}1043 \cdot 10^{-8}$
1998QE2 без учета возмущений от Плутона	$1{,}3986 \cdot 10^{-4}$	$1{,}3986 \cdot 10^{-4}$	$1{,}3986 \cdot 10^{-4}$

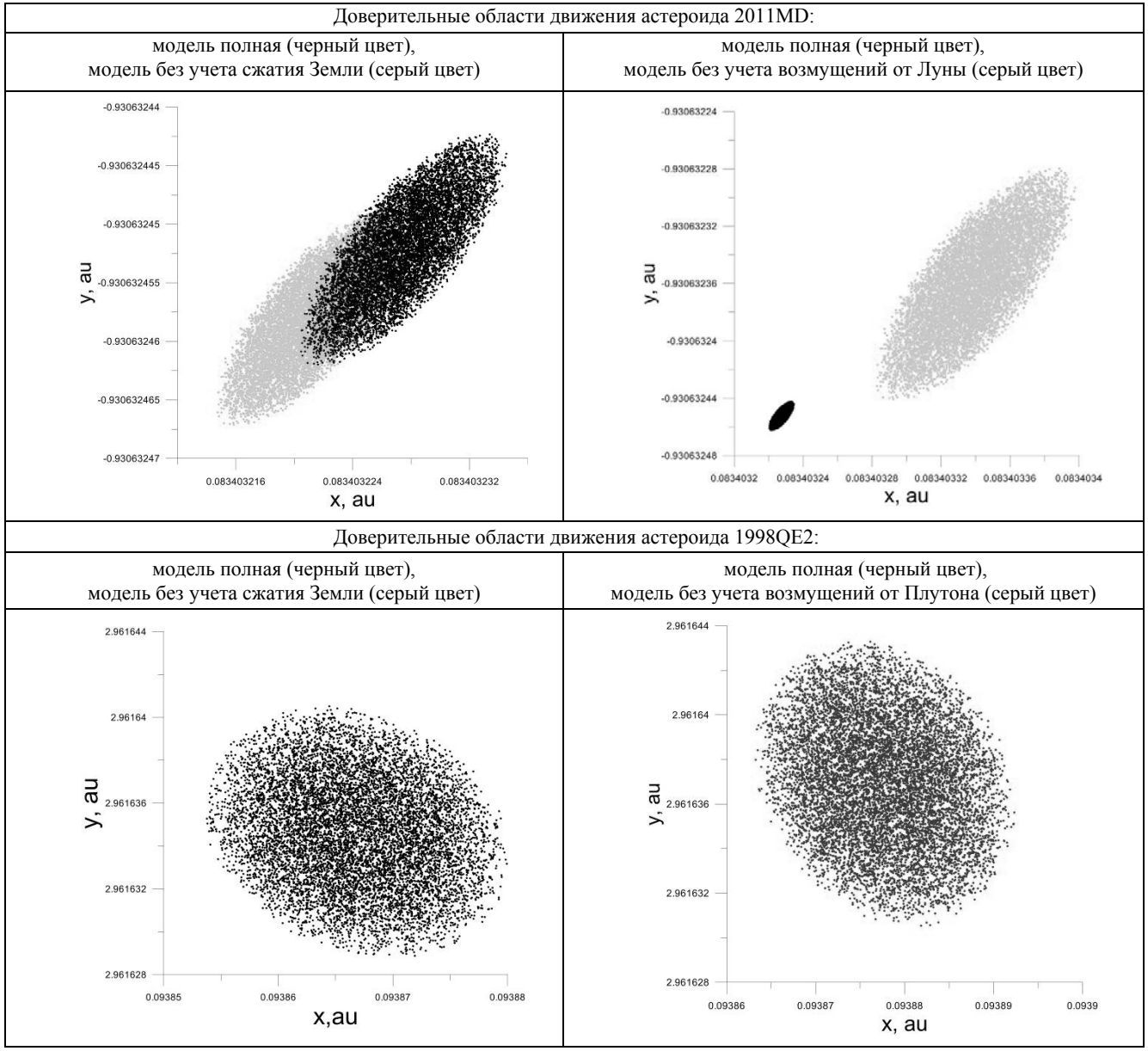


Рис. 2. Доверительные области движения исследуемых астероидов

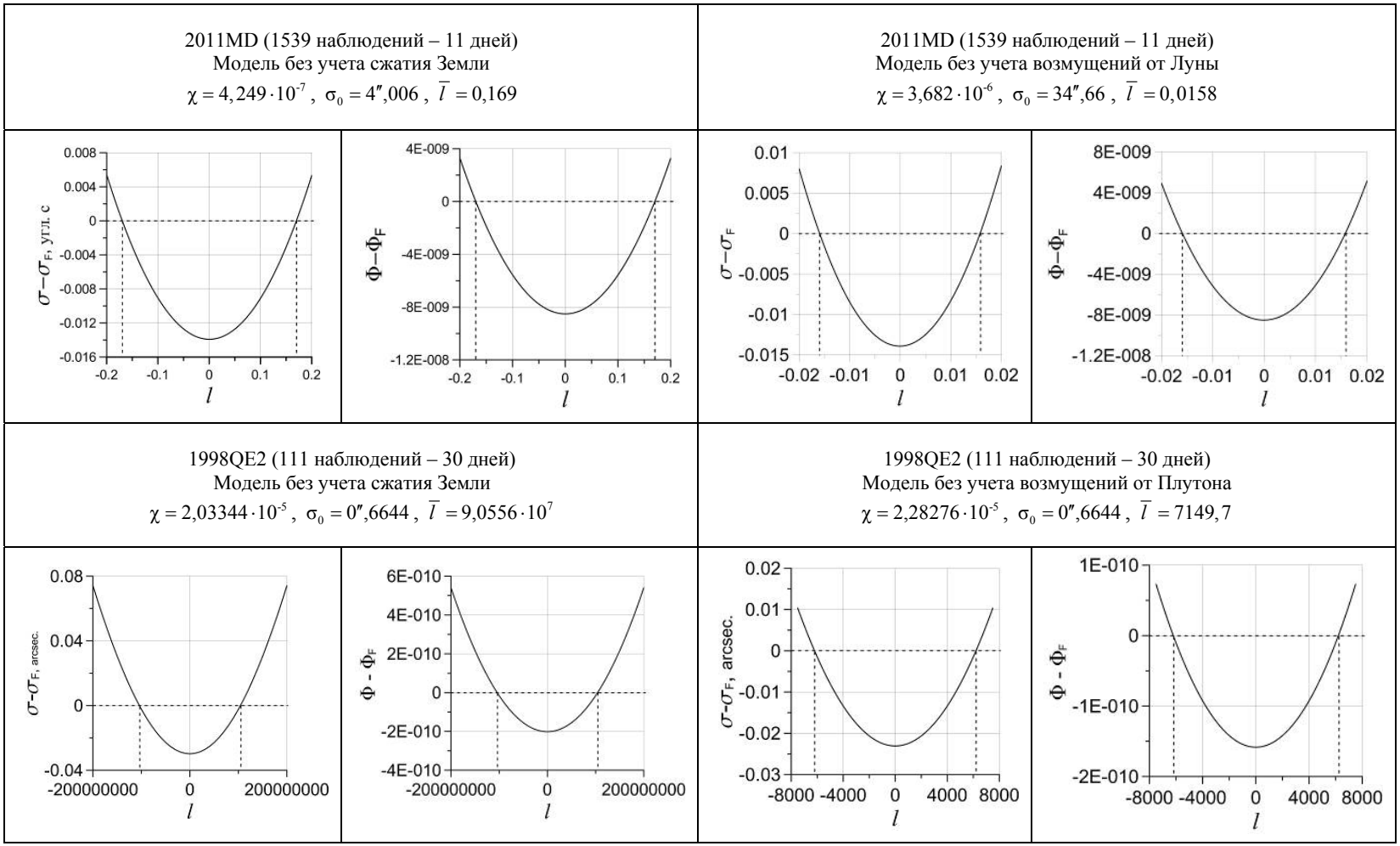


Рис. 3. Графики зависимостей целевых функций и среднеквадратических невязок от параметра l

Заключение. Влияние систематических ошибок, обусловленных выбором моделей движения и представлением наблюдений, на точность определения начальных областей возможных движений объекта может быть разным в зависимости от интервала наблюдаемости. Рассматриваемый способ оценивания модели возмущающих факторов имеет геометрически ясный, простой вид и позволяет в ряде случаев при определении вероятностных областей не учитывать влияние отдельных малых возмущающих сил. В целом, картина влияния малых возмущающих сил на точность построения вероятностных областей может быть сложной и полностью видна по значениям показателя $\varepsilon_{отн}$.

Так из рис. 2, 3 и таблицы видно, что при исследовании движения астероида 2011 MD необходимо учитывать возмущающие ускорения, обусловленные сжатием Земли и влиянием Луны, так как значение $\varepsilon_{отн}$ значительно больше порогового значения 0,1. Для объекта 1998QE2 численная характеристика показателя точности $\varepsilon_{отн}$ меньше порогового значения, что говорит о несущественном влиянии Плутона и сжатия Земли, следовательно, на данном мерном интервале их можно не учитывать.

Благодарности. Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Российского фонда фундаментальных исследований в рамках научного проекта № 12-02-00220-а.

Acknowledgements. This work was financially supported by RFBR **(**grant № 12-02-00220-a.)

Библиографические ссылки

1. Шустов Б. М., Рыхлова Л. В. Астероидно-кометная опасность: вчера, сегодня, завтра. М. : ФИЗМАТЛИТ, 2010. 384 с.

2. Шустов Б. М. Астероидно-кометная опасность: о роли физических наук в решении проблемы // Успехи физических наук. 2011. Т. 54, № 10. С. 1068–1071.

3. Сюсина О. М., Черницов А. М., Тамаров В. А., Самбаров Г. Е. Способ оценки влияния модели сил на систематическую ошибку определения областей возможных движений астероидов // Известия вузов. Физика. 2013. Т. 56, № 6/3. С. 235–237.

4. Скрипниченко П. В., Галушина Т. Ю. Исследование структуры возмущений и вероятностной орбитальной эволюции на примере астероида 99942 Apophis // Известия вузов. Физика. 2013. Т. 56, № 6/3. С. 229–231.

5. Черницов А. М., Тамаров В. А. Определение допустимого уровня систематических ошибок наблюдений при построении областей возможных движений малых тел // Известия вузов. Физика. 2003. Т. 46, № 12. С. 75–81.

6. Особенности определения доверительных областей в пространстве начальных параметров движения малых тел Солнечной системы / А. М. Черницов [и др.] // Известия вузов. Физика. 2007. Т. 50, № 12/2. С. 33–43.

7. Самбаров Г. Е., Сюсина О. М. Влияние систематических ошибок на точность построения областей возможных движений малых тел Солнечной системы // Тр. Томского государственного университета. 2012. Т. 282 С. 283–286.

8. Сюсина О. М., Черницов А. М., Тамаров В. А. Построение доверительных областей в задаче вероятностного исследования движения малых тел Солнечной системы // Астрономический вестник. 2012. Том 46, № 3. С. 209–222.

9. Сюсина О. М., Черницов А. М., Тамаров В. А. Методы построения доверительных областей движения малых тел Солнечной системы // Вестник СибГАУ. 2011. № 6 (39). С. 15–20.

10. Авдюшев В. А. Численное моделирование орбит. Томск. : НТЛ, 2010. 284 с.

11. Сюсина О. М., Самбаров Г. Е., Черницов А. М., Тамаров В. А. Исследование влияния ошибок модели движения астероидов на точность построения начальной доверительной области // Известия вузов. Физика. 2012. Т. 55, № 10/2. С. 50–59.

12. Сюсина О. М., Черницов А. М., Тамаров В. А. К задаче определения граничной поверхности доверительной области в нелинейном случае // Известия вузов. Физика. 2011. Т. 54, № 6/2. С. 63–70.

13. Центр малых планет [Электронный ресурс]. URL: http://www.minorplanetcenter.net/ (дата обращения: 10.09.2014).

14. Физические свойства астероида, сближающегося с Землей, 2011 MD / М. Момерт [и др.] // Астрофизический журнал. 2014. Т. 789, № 22. С. 1–5.

15. Бондаренко Ю. С., Железнов Н. Б. Исследование движения двойного астероида при сближении с Землей // Тр. института прикладной астрономии РАН. 2012, № 25. С. 59–72.

References

1. Shustov B. M., Rykhlova L. V. *Asteroidno-kometnaya opasnost': vchera, segodnya, zavtra.* [Asteroid and comet hazards: yesterday, today and tomorrow] Moscow, FIZMATLIT Publ., 2010, 384 p.

2. Shustov B. M. [Asteroid and comet hazards: The role of physical sciences in solving the problem]. *Uspekhi fizicheskikh nauk.* 2011, Vol. 54, № 10, p. 1068–1071 (In Russ.).

3. Syusina O. M., Chernitsov A. M., Tamarov V. A., Sambarov G. E. [Method of estimation of force model influence on systematic errors of determination regions of probable asteroids motion] *Izvestiya Vuzov. Fizika.* 2013, vol. 56, № 6/3, p. 235–237 (In Russ.).

4. Skripnichenko P. V., Galushina T. Yu. [The study of perturbation structure and probability orbital evolution on the example of asteroid 99942 Apophis] *Izvestiya Vuzov. Fizika.* 2013, vol. 56, № 6/3, p. 229–231 (In Russ.).

5. Chernitsov A. M., Tamarov V. A. [Determination of acceptable level of observational systematic errors in construction of probable motion regions of small bodies] *Izvestiya Vuzov. Fizika.* 2003, vol. 46, № 12, p. 75–81 (In Russ.).

6. Chernitsov A. M., Tamarov V. A., Avdyushev V. A., Ban'schikova M. A., Dubas O. M. [Peculiarities of definition of confidence regions in the space of initial

motion parameters of Solar System small bodies.] *Izvestiya Vuzov. Fizika.* 2007, vol. 50, № 12/2, p. 33–43 (In Russ.).

7. Syusina O. M., Sambarov G. E. [The influence systematic biases on the accuracy construction of the confidence regions] *Trudy Tomskogo gosudarstvennogo universiteta*. 2012, vol. 282, p. 283–286 (In Russ.).

8. Syusina O. M., Chernitsov A. M., Tamarov V. A. [Construction of confidence regions in problem on probabilistic study into motion bodies of the solar system]. *Solar System Research*. 2012, vol. 46, Iss. 3, p. 195–207.

9. Syusina O. M., Chernitsov A. M., Tamarov V. A. [The methods of generation of confidence areas for the small bodies motions]. *Vestnik SibGAU.* 2011, no. 6(39), p. 15–20 (In Russ.).

10. Avdyushev V. A. *Chislennoe modelirovanie orbit.* [Numerical simulation of orbits]. Tomsk, NTL Publ., 2010, 284 p.

11. Syusina O. M., Sambarov G. E., Chernitsov A. M., Tamarov V. A. [Investigation of influence of the asteroid motion model errors on precision of the building of initial confidence region] *Izvestiya Vuzov. Fizika.* 2012, vol. 55, №10/2, p. 50–59 (In Russ.).

12. Syusina O. M., Chernitsov A. M., Tamarov V. A. [To problem of the definition of the boundary surface of confidence regions in non-linear case] *Izvestiya Vuzov. Fizika.* 2011, Vol. 54. № 6/2, p. 63–70 (In Russ.).

13. *Tsentr malyi planet* [Minor Planet Center]. Available at: http://www.minorplanetcenter.net/ (accessed 10.09.2014).

14. Mommert M. et al. [Physical Properties of Near-Earth Asteroid 2011 MD]. *The Astrophysical Journal Letters*, 2014. Vol. 789, no. 22, 5 p.

15. Yu. S. Bondarenko, N. B. Zheleznov [The study of binary asteroid motion during approaching with the Earth] *Trudy instituta pricladnoi` astronomii RAN*. 2012, no. 25, p. 59–72 (In Russ.).

© Самбаров Г. Е., Сюсина О. М., 2014

УДК 539.374

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 119–125

РАЗРАБОТКА ИНФОРМАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ НАХОЖДЕНИЯ УПРУГО-ПЛАСТИЧЕСКОЙ ГРАНИЦЫ СТЕРЖНЕЙ ПРОКАТНОГО ПРОФИЛЯ

С. И. Сенашов, А. В. Кондрин

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: sen@sibsau.ru

Разработана информационная система для нахождения упруго-пластической границы стержней прокатного профиля. Стержни такого профиля широко используются в машиностроении и в ракетно-космической отрасли в частности. До недавнего времени не существовало методик, позволяющих определить аналитическим путем упруго-пластическую границу в скручиваемом стержне. А это значит, были необходимы многочисленные эксперименты для определения таких границ для стержней разного профиля и для разных скручивающих моментов. Авторами получены аналитические выражения, позволяющие вычислять упруго-пластические границы для скручиваемых стержней, профиль которых ограничен кусочно-гладкими кривыми. Эти формулы приведены в работе. На основе полученных аналитических выражений написаны программы для ЭВМ, получившие свидетельства о государственной регистрации. На основе этих программ была разработана информационная система, предназначенная для нахождения упруго-пластической границы стержней прокатного профиля. Использование информационной системы позволит сократить время нахождения упруго-пластической границы стержней прокатного профиля, увеличит точность и достоверность результатов и позволит обойтись без использования дорогостоящего экспериментального оборудования.

Информационная система разработана в среде Google App Engine на языке Python. При разработке использована открытая библиотека символьных вычислений SymPy.

Ключевые слова: упруго-пластическое кручение стержня, прокатный профиль, информационная система для нахождения упруго-пластической границы стержней прокатного профиля, Python, GAE.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 119–125

DEVELOPMENT OF AN INFORMATIOM SYSTEM FOR DETERMINATION OF ELASTIC-PLASTIC BOUNDARY OF RODS OF ROLLED PROFILES

S. I. Senashov, A. V. Kondrin

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation
E-mail: sen@inbox.ru

An information system for determination of elastic-plastic boundary of rods of rolled profiles was developed. Rods of rolled profiles are widely used in mechanical engineering and in the space industry specifically. There were no analytical methods that allow determining the elastic-plastic boundary of torsion rod until recently. Numerous experiments were necessary to determine the boundaries of the rods for different profiles for different torsional moments. The authors derived analytical expressions allowing to calculate the elastic-plastic boundary of rods of rolled profiles whose profile is limited by piecewise smooth curves. These formulas are given in this article. Computer programs are written based on the derived analytical expressions and the certificates of state registration of software are obtained. An information system for determination of elastic-plastic boundary of rods of rolled profiles was developed based on these computer programs. Use of the information system will reduce the time of the survey; increase the accuracy and reliability of the results. There is no need in expensive equipment for determination of elastic-plastic boundary of rods of rolled profiles due to information system.

An information system for determination of elastic-plastic boundary of rods of rolled profiles on the platform of Google App Engine in Python has been developed. An open library of symbolic computation SymPy was used in the development of information system.

Keywords: an information system for determination of elastic-plastic boundary of rods of rolled profiles, the problem of torsion of a rod, an automated system, rolled profiles, Python, GAE.

Введение. Нахождение упруго-пластической границы в скручиваемых металлических стержнях – важная научная задача. Ее решение, с одной стороны, позволяет более точно определять прочностные характеристики скручиваемого стержня, которые широко используются в различных конструкциях и механизмах. А это, в свою очередь, приводит к облегчению конструкций и повышает их эксплуатационные характеристики. С другой стороны, пластические деформации, которые возникают при скручивании, приводят к упрочнению стержней. Такой процесс широко используется в промышленной обработке элементов конструкций. При этом очень важно, чтобы пластическому деформированию подвергались только близкие к внешней поверхности слои металла и чтобы в процессе деформирования не произошло разрушение упрочняемого изделия и не ухудшились его эксплуатационные характеристики.

Перечисленные проблемы приводят к задаче нахождения упруго-пластической границы скручиваемых стержней [1]. До работ авторов [2–4] не существовало метода, который позволял бы решать эту задачу для стержней прокатного профиля. Использование законов сохранения для решения дифференциальных уравнений пластичности и упругости позволило получить аналитические формулы для нахождения упруго-пластической границы скручиваемых стержней. А это, в свою очередь, привело к созданию информационной системы, которая позволила бы использовать результаты научных исследований в практической работе инженеров-расчетчиков.

В работе [2] предложены формулы для аналитического определения величины касательных напряжений $\tau_{xz} = u$, $\tau_{yz} = v$ во всех внутренних точках стержня для случая кусочно-гладкой ориентированной границы поперечного сечения. Эти формулы выводятся из закона сохранения для уравнений упругости и пластичности и имеют вид

$$u(x_0.y_0) = \frac{1}{\pi}\int_0^T \Big(\frac{\left(f(t)-x_0\right)\sqrt{(f'(t))^2+(\varphi'(t))^2}}{\sqrt{(f(t)-x_0)^2+(\varphi(t)-y_0)^2}} + af'(t)\operatorname{arctg}\frac{\varphi(t)-y_0}{f(t)-x_0}\Big)dt;$$

$$v(x_0.y_0) = \frac{1}{\pi}\int_0^T \Big(\frac{\left(\varphi(t)-y_0\right)\sqrt{(f'(t))^2+(\varphi'(t))^2}}{\sqrt{(f(t)-x_0)^2+(\varphi(t)-y_0)^2}} + \frac{a}{2}f'(t)\ln((f(t)-x_0)^2+\left(\varphi(t)-y_0\right)^2\Big)dt,$$

где $a = -2G\theta$; θ – постоянная; G – модуль упругости при сдвиге; $x = f(t)$, $y = \varphi(t)$ $0 \le t \le T$ – уравнение граничного контура.

Точки, в которых выполняется условие $u^2 + v^2 \ge 1$, принадлежат пластической области, а те, в которых это выражение меньше единицы, – упругой.

Разработка информационной системы. Разнообразие видов поперечных сечений стержней и параметра, характеризующего кручение, требует сложных аналитических вычислений для каждого нахождения упруго-пластической границы стержня при кручении.

В [3; 4] авторами написаны программы для ЭВМ, позволяющие находить упруго-пластическую границу для стержней некоторых сечений при кручении.

Использование этих программ для расчетов показало, что непосредственное их применение не совсем удобно и требует дополнительной работы программиста, поэтому на их базе было решено разработать информационную систему для нахождению упруго-пластической границы стержней различных прокатных профилей, наиболее часто встречающихся на практике.

При разработке информационной системы пришлось столкнуться как с проблемами технического характера (выбор языка программирования, написание алгоритмов), так и с приведением формул расчета, выведенных авторами [2], к виду, приемлемому для использования в алгоритмах.

Первые расчеты производились с использованием системы компьютерной алгебры Sage [5; 6] – открытого программного обеспечения, альтернативного системам Magma, Maple, Mathematica и MATLAB.

Символьные вычисления – это преобразования и работа с математическими равенствами и формулами как с последовательностью символов. Они отличаются от численных расчётов, которые оперируют приближёнными численными значениями, стоящими за математическими выражениями. Системы компьютерной алгебры могут быть использованы для символьного интегрирования и дифференцирования, подстановки одних выражений в другие, упрощения формул и т. д.

Компьютерная алгебра (в отличие от численных методов) занимается разработкой и реализацией аналитических методов решения математических задач на компьютере и предполагает, что исходные данные, как и результаты решения, сформулированы в аналитическом (символьном) виде.

Выбор был сделан в пользу Sage, так как планировалось, что в будущем будет создаваться информационная система. В системе компьютерной алгебры Sage используется язык программирования Python [7–9], и алгоритмы, написанные для Sage, можно использовать при разработке информационной системы при минимальных изменениях. Помимо этого, был произведен анализ готовых библиотек, предоставляющих возможность использовать символьные вычисления. Была выбрана библиотека SymPy [10; 11], которая представляет собой открытую библиотеку символьных вычислений на языке Python.

Планировалось, что информационная система будет со временем развиваться – возможно добавление новых видов профилей, например с отверстием. Поэтому при создании информационной системы встал выбор, в каком виде создавать информационную систему.

В [12; 13] рассматривается, что в настоящее время активно развивается технология, получившая название облачные вычисления (Cloud Computing). Основная ее идея – предоставить пользователю программные и компьютерные ресурсы как интернет-сервисы, расположив при этом все приложения и их данные, необходимые для работы, на удаленном сервере в Интернете.

Различные модели облачных вычислений представлены на рис. 1. Software as a Service (SaaS) и Platform as a Service (PaaS) предоставляют программные компоненты, остальные – аппаратное обеспечение, серверы, сети и пр. SaaS объединяет так называемые законченные приложения, например, почтовые клиенты, текстовые и табличные редакторы, редакторы презентаций, карты различного назначения, онлайновые платежные системы, игры, виртуальные миры, поисковые системы, чаты и др. В отличие от SaaS, предназначенной для конечного пользователя, PaaS предоставляет сервисы разработчикам программного обеспечения.

Типичными примерами сред, представленных на рынке и основанных на концепции облачных вычислений, являются: Amazon AWS, Microsoft Azure, Google App Engine, Stax, 10gen, Google Wave, Force.com и др. Эти среды предназначены для профессиональных разработчиков программного обеспечения, поддерживают один или несколько языков программирования и, в некоторых случаях, специализированную платформу для разработки. Эти среды являются либо универсальными, либо ориентированы на какой-либо тип приложений. Так, универсальная среда Google App Engine поддерживает язык программирования Python и Java. Предлагаемая компанией среда исполнения включает полную реализацию возможностей самого языка Python и большинство функций из стандартной библиотеки языка. Универсальные среды Engineyard.com и Heroku.com. Engineyard, основанные на Amazon EC2 и Amazon S3, поддерживают язык программирования Ruby, Azure Services Platform предоставляет майкрософт-ориентированную инфраструктуру и инструменты разработки: в ней изначально присутствует поддержка Windows, NET Framework и среды разработки Visual Studio. Эта среда также поддерживает PHP, MySQL, Ruby, Python, Java, Eclipse и Zend.

Рис. 1. Модели облачных вычислений [14]

При разработке было решено использовать среду Google App Engine (GAE), так как она предоставляет возможность использовать язык Python и библиотеку Sympy при разработке информационной системы [15]. В связи с тем, что математические расчёты крайне требовательны к аппаратным ресурсам, а у среды GAE есть ограничения для бесплатной версии [16], было решено развернуть GAE на локальном сервере. К примеру, время построения упруго-пластической границы при кручении стержня с сечением вида двутавр составляет около 20 мин на рабочей станции с четырехядерным процессором Intel Core i5 – 3330. Такое решение позволило максимально упростить доступ к информационной системе – любой человек, имеющий персональный компьютер или даже мобильное устройство, через веб-браузер получает доступ к информационной системе.

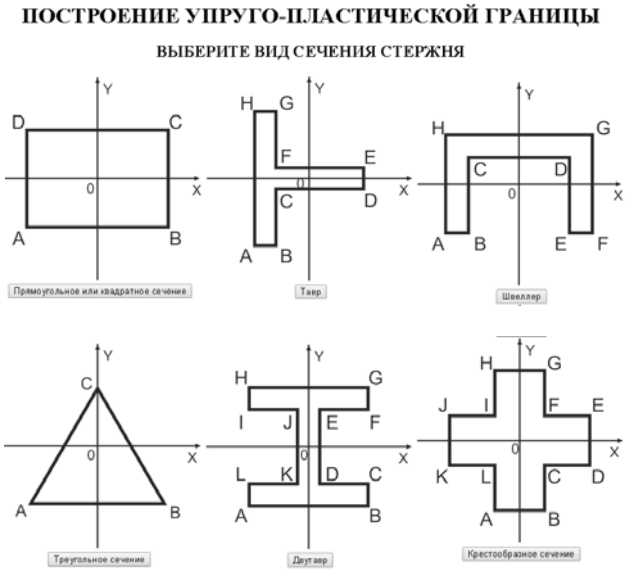


Рис. 2. Начальный интерфейс автоматизированной системы научных исследований по нахождению упруго-пластической границы стержней различных сечений

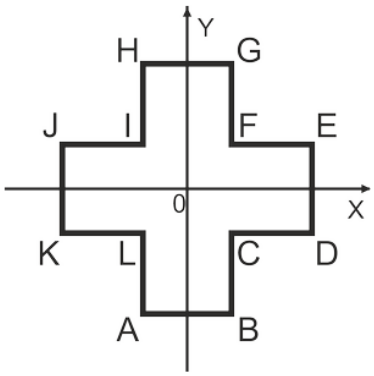
На рис. 2 представлен начальный интерфейс информационной системы для нахождения упруго-пластической границы стержней различных сечений. На рис. 3 представлен интерфейс задания границы стержня крестообразного сечения. На рис. 4 представлена расчетная задача для стержня прямоугольного сечения при $a = -1{,}6$. На рис. 5 представлена расчетная задача для стержня с треугольным сечением при $a = -4{,}2$. На рис. 6 представлена расчетная задача для стержня крестообразного сечения при $a = -0{,}5$. На рис. 7 представлен интерфейс задания границы для стержня с сечением вида тавр при $a = -0{,}7$. На рис. 8 представлена расчетная задача для стержня с сечением вида двутавр при $a = -1{,}4$. На рис. 9 представлена расчетная задача для стержня с сечением вида швеллер при $a = -0{,}5$. Звездами выделена пластическая область, круглыми точками – упругая область.

Примечание. При работе программы пластическая область выделяется красным, а упругая – синими точками.

Заключение. Приведенная в работе информационная система является полезным инструментом при экспериментальном определении упруго-пластических границ, поскольку из-за различных вкраплений и дефектов ее очень трудно определить визуально даже при наличии большого опыта проведения такого рода экспериментов. Работа в этом направлении еще не закончена. Следующим шагом будет информационная система, которая позволит определять упруго-пластические границы для стержней, сечение которых не является односвязным.

ПОСТРОЕНИЕ УПРУГО-ПЛАСТИЧЕСКОЙ ГРАНИЦЫ

ДЛЯ СТЕРЖНЯ КРЕСТООБРАЗНОГО СЕЧЕНИЯ



Пример1 Пример2 Пример3 Пример4 Центр тяжести фигуры должен распологаться в точке (0;0).
Введите координаты точек A, B, C, D, E, F, G, H как на рисунке выше.
Время расчета может занимать длительное время. Время расчета каждого из приведенных примеров около 14 минут.

A (;) B (;) C (;) D (;) E (;) F (;)
G (;) H (;) I (;) J (;) K (;) L (;)

Введите параметр характерезующий кручение, меньше 0
Красные точки соответствуют пластической области, синие – упругой области.
Построить границы

Вернуться к выбору вида стрежней

Рис. 3. Интерфейс задания границы

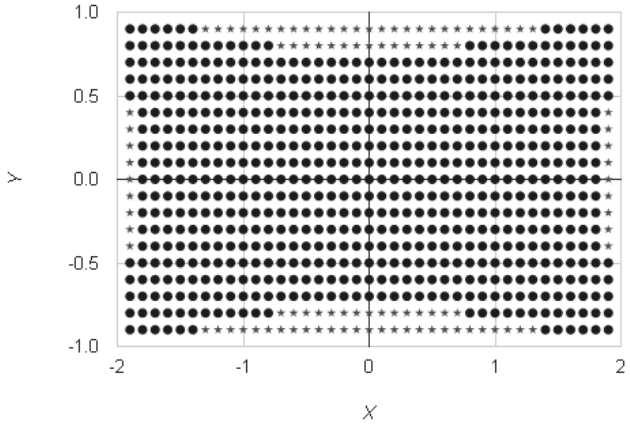


Рис. 4. Упруго-пластические границы стержня с прямоугольным сечением

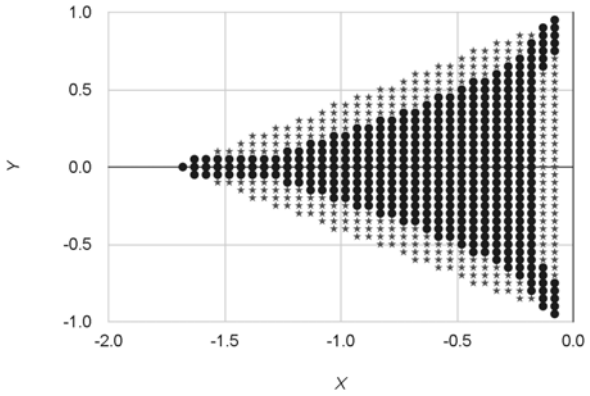


Рис. 5. Упруго-пластические границы стержня с треугольным сечением

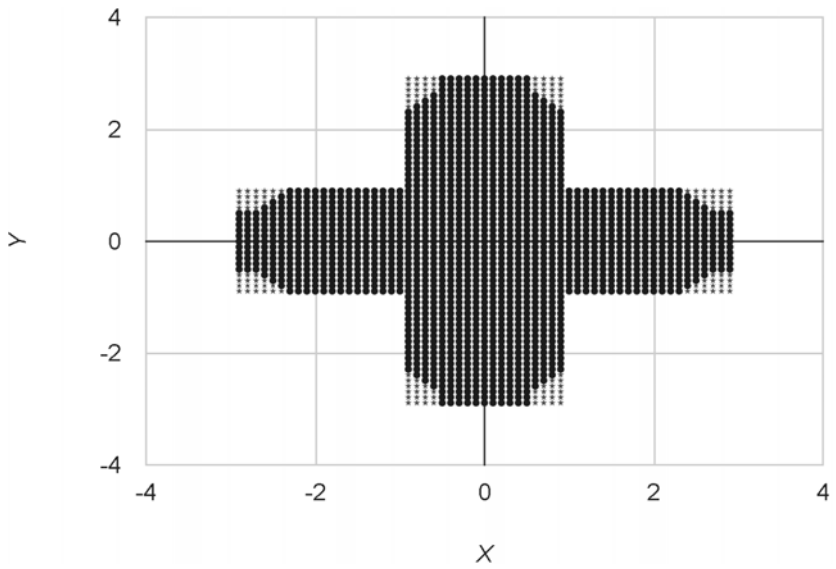


Рис. 6. Упруго-пластические границы стержня крестообразного сечения

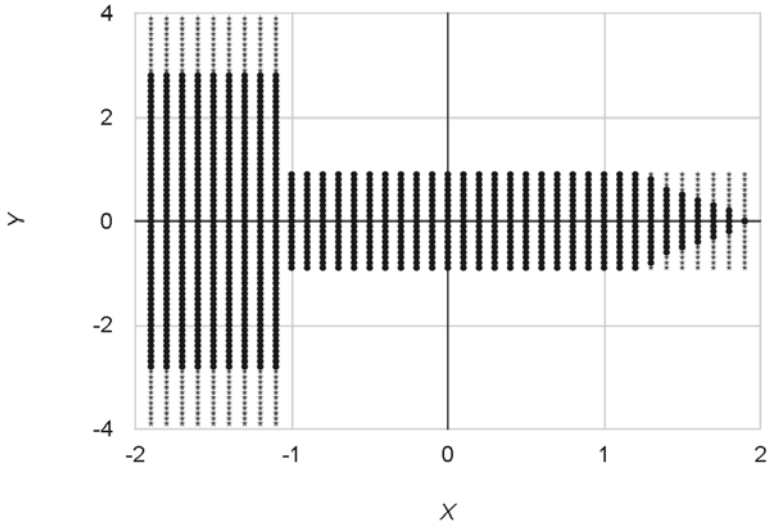


Рис. 7. Упруго-пластические границы стержня с сечением вида тавр

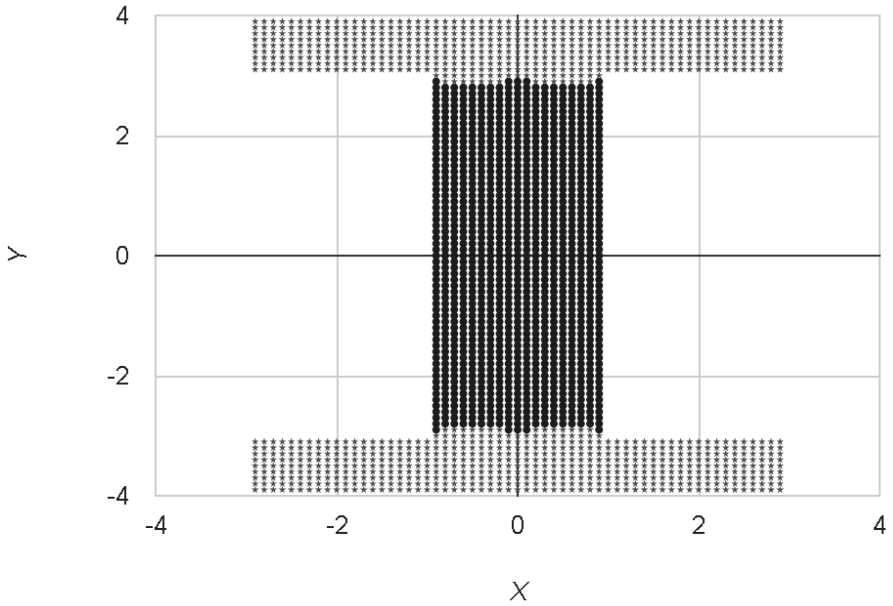


Рис. 8. Упруго-пластические границы стержня с сечением вида двутавр

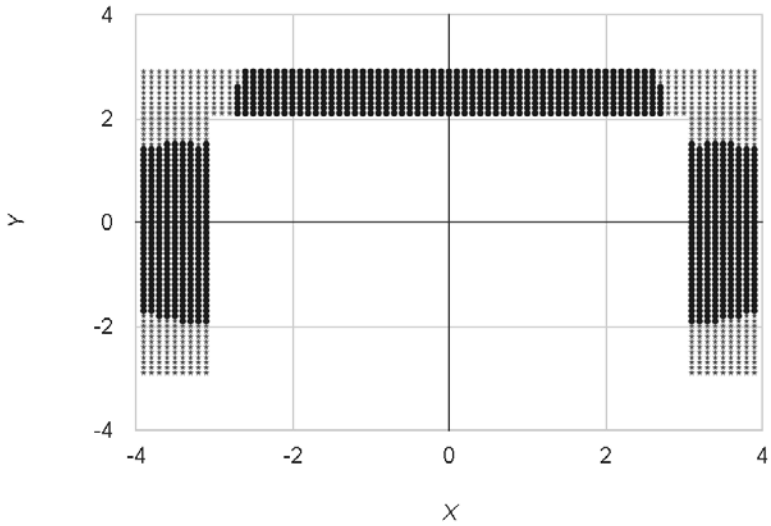


Рис. 9. Упруго-пластические границы стержня с сечением вида швеллер

Благодарности. Работа поддержана Министерством образования и науки РФ № Б -180-14.

Acknowledgments. This work was supported by the Ministry of Education and Science of the Russian Federation № Б -180-14.

Библиографические ссылки

1. Аннин Б. Д., Черепанов Г. П. Упруго-пластическая задача. Новосибирск : Наука, 1983. 239 с.

2. Сенашов С. И., Черепанова О. Н., Кондрин А. В. Об упругопластическом кручении стержня // Вестник СИбГАУ. 2013. Вып. 3 (49). С. 100–103.

3. Расчет напряженного состояния во внутренних точках упруго-пластического стержня постоянного сечения : а. с. о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2013618484 / А. В. Кондрин, С. И. Сенашов, Е. В. Филюшина, О. Н. Черепанова. Дата рег. 10.09.2013.

4. Построение упруго-пластической границы, возникающей при кручении прямолинейного стержня с сечением прямоугольной формы : а. с. о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2013618484 / А. В. Кондрин, С. И. Сенашов, Е. В. Филюшина, О. Н. Черепанова, А. Н. Яхно. Дата рег. 25.06.2014.

5. Система компьютерной алгебры Sage [Электронный ресурс]. URL: http://www.sagemath.org/ (дата обращения: 01.11.2014).

6. Eröcal B., Stein W. The sage project: unifying free mathematical software to create a viable alternative to magma, maple, mathematica and MATLAB // Mathematical Software–ICMS 2010. Springer Berlin Heidelberg, 2010. P. 12–27.

7. Millman K. J., Aivazis M. Python for scientists and engineers // Computing in Science & Engineering. 2011. Vol. 13, Iss. 2. P. 9–12.

8. Perez F., Granger B. E., Hunter J. D. Python: an ecosystem for scientific computing //Computing in Science & Engineering. 2011. Vol. 13, Iss. 2. P. 13–21.

9. Python in Computational Science: Applications and Possibilities / M. G. Rashed et al. // International Journal of Computer Applications. 2012. Vol. 46, Iss. 20. P. 26–30.

10. Документация библиотеки Sympy [Электронный ресурс]. URL: http://docs.sympy.org/latest/index.html (дата обращения: 01.11.2014).

11. Open source computer algebra systems: SymPy / D. Joyner et al. // ACM Communications in Computer Algebra. 2012. Vol. 45, Iss. 3/4. P. 225–234.

12. Облачная платформа для разработки и управления интеллектуальными системами / В. В. Грибова [и др.] // Открытые семантические технологии проектирования интеллектуальных систем (OSTIS-2011) : Междунар. науч.-техн. конференция. Минск : БГУИР, 2011. С. 5–14.

13. Cusumano M. Cloud computing and SaaS as new computing platforms // Communications of the ACM. 2010. Vol. 4, Iss. 53. P. 27–29.

14. Meier J. D. Software as a Service, Platform as a Service, and Infrastructure as a Service [Электронный ресурс]. URL: http://blogs.msdn.com/jmeier/archive/2010/02/11/software-as-a-service-saas-platform-as-a-service-paas-and-infrastructure-as-a-service-iaas.aspx (дата обращения: 01.11.2014).

15. Zahariev A. Google app engine // Helsinki University of Technology. 2009.

16. How to use Google App engine for free computing / M. Malawski et al. // Internet Computing, IEEE. 2013. Vol. 17, Iss. 1. P. 50–59.

References

1. Annin B. D., Cherepanov G. P. *Uprugo-plasticheskaya zadacha*. [The elastic-plastic problem.]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1983, 239 p.

2. Senashov S. I., Cherepanova O. N., Kondrin A. V. [On elastoplastic torsion rod]. *Vestnik SIbGAU*, 2013, No. 3 (49), P. 100–103 (In Russ).

3. Kondrin A. V., Senashov S. I., Filyushina Ye. V., Cherepanova O. N. *A. s. o gos. registratsii programmy dlya EVM № 2013618484 “Raschet napryazhennogo*

sostoyaniya vo vnutrennikh tochkakh uprugo-plasticheskogo sterzhnya postoyannogo secheniya" [A. p. of state. registration of the computer No. 2013618484 "Calculation of the stress state in the interior of elastic-plastic rod of constant cross section"]. 10.09.2013.

4. Kondrin A. V., Senashov S. I., Filyushina Ye. V., Cherepanova O. N., Yakhno A. N. *A. s. o gos. registratsii programmy dlya EVM № 2013618484 "Postroenie uprugo-plasticheskoi granitsy, voznikayushchei pri kruchenii pryamolineinogo sterzhnya s secheniem pryamougol'noi formy"* [A. p. of state. registration of the computer number 2013618484 "Building the elastic-plastic boundary problems arising torsional straight rod with a cross section of rectangular shape"]. 25.06.2014.

5. *Sistema komp'yuternoi algebry Sage* [Sage Mathematics Software]. Available at: http://www.sagemath.org/ (accessed 01.11.2014).

6. Eröcal B., Stein W. The sage project: unifying free mathematical software to create a viable alternative to magma, maple, mathematica and MATLAB. *Mathematical Software–ICMS 2010.* Springer Berlin Heidelberg, 2010, P. 12–27.

7. Millman K. J., Aivazis M. Python for scientists and engineers. *Computing in Science & Engineering*, 2011, Vol. 13, Iss. 2, P. 9–12.

8. Perez F., Granger B. E., Hunter J. D. Python: an ecosystem for scientific computing. *Computing in Science & Engineering,* 2011, Vol. 13, Iss. 2, P. 13–21.

9. Rashed M. G. et al. Python in Computational Science: Applications and Possibilities *International Journal of Computer Applications*, 2012, Vol. 46, Iss. 20, P. 26–30.

10. *Dokumentatsiya biblioteki Sympy*. [Documentation of a Python library for symbolic mathematics SymPy]. Available at: http://docs.sympy.org/latest/index.html (accessed 01.11.2014).

11. Joyner D. et al. Open source computer algebra systems: SymPy. *ACM Communications in Computer Algebra*, 2012, Vol. 45, Iss. 3/4, P. 225–234.

12. Gribova V. V. et al. [Cloud platform for the development and management of intelligent systems] *Mezhdunarodnaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya "Otkrytye semanticheskie tekhnologii proektirovaniya intellektual'nykh sistem" (OSTIS-2011).* [International Scientific Conference "Open semantic technologies for designing intelligent systems" (OSTIS-2011)]. Minsk, BGUIR, 2011, P. 5–14 (In Russ.).

13. Cusumano M. Cloud computing and SaaS as new computing platforms. *Communications of the ACM.* 2010. Vol. 4, Iss. 53. P. 27–29.

14. Meier J. D. Software as a Service, Platform as a Service, and Infrastructure as a Service. Available at: http://blogs.msdn.com/jmeier/archive/2010/02/11/software-as-a-service-saas-platform-as-a-service-paas-and-infrastructure-as-a-service-iaas.aspx (accessed 01.11.2014).

15. Zahariev A. Google app engine. *Helsinki University of Technology.* 2009.

16. Malawski M. et al. How to use Google App engine for free computing. *Internet Computing, IEEE.* 2013, Vol. 17, Iss. 1, P. 50–59.

© Сенашов С. И., Кондрин А. В., 2014

УДК 629.78.051.062.2

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 126–131

ПРОХОЖДЕНИЕ ОСОБЫХ УЧАСТКОВ ОРБИТЫ НАВИГАЦИОННЫМ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС

А. В. Фатеев, Д. В. Емельянов, Ю. А. Тентилов, А. В. Овчинников

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: danyka79@iss-reshetnev.ru

Описана логика прохождения особых участков орбиты навигационного космического аппарата «Глонасс», а именно, прохождение больших и малых углов Солнце–объект–Земля. Рассматривается целесообразность выполнения упреждающего разворота космическим аппаратом при прохождении больших и малых углов Солнце–объект–Земля. Рассматривается вопрос минимизации влияния сил солнечного давления на центр масс космического аппарата при прохождении больших углов Солнце–объект–Земля. Также рассматривается вопрос минимизации погрешности определения фазового центра антенны относительно солнечно-земной системы координат при прохождении особых участков орбиты на борту и в аппаратуре потребителя. Для решения данных вопросов разработаны алгоритмы прохождения упреждающего разворота, которые закладываются на борт космического аппарата и в аппаратуру потребителя. Алгоритм, закладываемый на борт, позволяет с помощью приборов ориентации и исполнительных органов отслеживать эталонное значение курсового угла на всем участке упреждающего разворота. Алгоритм, закладываемый в аппаратуру потребителя, рассчитывает эталонное значение курсового угла на всем участке проведения упреждающего разворота. Разработан алгоритм, который за 10 мин до начала упреждающего разворота прогнозирует время начала и окончания упреждающего разворота, вычисляет продолжительность упреждающего разворота, а также начальные данные, необходимые для проведения упреждающего разворота. Также разработан алгоритм, который за 50 с до начала упреждающего разворота уточняет спрогнозированное время начала и окончания разворота, а также начальные данные, необходимые для проведения упреждающего разворота. Для аппаратуры потребителя разработан еще один алгоритм, позволяющий по текущему значению курсового угла вычислить поправки к координатам фазового центра антенны. Разработанные алгоритмы позволяют уменьшить погрешность определения координат потребителя при прохождении космическим аппаратом особых участков орбиты.

Ключевые слова: упреждающий разворот, большие углы Солнце–объект–Земля, малые углы Солнце–объект–Земля, особые участки орбиты, система ГЛОНАСС.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 126–131

PASSAGE OF SPECIAL SITES OF THE ORBIT BY THE NAVIGATING SPACE VEHICLE OF SYSTEM GLONASS

A. V. Fateev, D. V. Emelyanov, U. A. Tentilov, A. V. Ovchinnikov

JSC “Information satellite systems” named after academician M. F. Reshetnev”
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
E-mail: danyka79@iss-reshetnev.ru

The logic of passage of special sites of an orbit of navigating space vehicle GLONASS, namely passage of large and small corners the Sun-object-earth is described. The expediency of fulfillment of an anticipatory turn is considered by the space vehicle at passage of large and small corners the Sun-object-earth. The question of minimization of influence of forces of solar pressure upon the centre of weights of the space vehicle is considered at passage of large corners the Sun-object-earth. Also the question of minimization of an error of definition of the phase centre of the aerial concerning is solar-terrestrial co-ordinate system is considered at passage of special sites of an orbit on board and in consumer equipment. Algorithms of passage of an anticipatory turn which are put aboard the space vehicle and in consumer equipment are developed for the solution of this points in question. The algorithm put aboard, allows by means of devices of orientation and executive powers to trace reference value of a course corner on all site of an anticipatory turn. Algorithm, are put in consumer equipment, calculates reference value of a course corner for all site of carrying out of an anticipatory turn. The algorithm which for 10 minutes prior to the beginning of an anticipatory turn predicts

time of the beginning and the termination of an anticipatory turn is developed, calculates duration of an anticipatory turn, and also the initial data necessary for carrying out of an anticipatory turn. Also the algorithm which for 50 seconds prior to the beginning of an anticipatory turn updates the beginnings predicted time and the turn terminations, and also the initial data necessary for carrying out of an anticipatory turn is developed. One more algorithm allowing on current value of a course corner to calculate the correction to co-ordinates of the phase centre of the aerial is developed for consumer equipment. The developed algorithms allow to reduce an error of a co-ordinates setting of the consumer at passage by the space vehicle of special sites of an orbit.

Keywords: an anticipatory turn, large corners the Sun-object-earth, small corners the Sun-object-earth, special sites of an orbit, system GLONASS.

Введение. Орбита навигационного космического аппарата системы ГЛОНАСС имеет особые участки (при углах Солнце – космический аппарат – Земля близких к 0° – малые углы СОЗ и близких к 180° – большие углы СОЗ), при прохождении которых космический аппарат совершает разворот вокруг оси, ориентированной на Землю (ось минус *OX*) [1–3].

1. Логика работы СОС при прохождении особых участков орбиты. С целью уменьшения влияния сил солнечного давления на движение центра масс космического аппарата (при прохождении больших углов СОЗ) и для минимизации погрешности отслеживания курсового угла, космический аппарат совершает симметричный упреждающий разворот вокруг оси минус *OX* [3] (рис. 1).

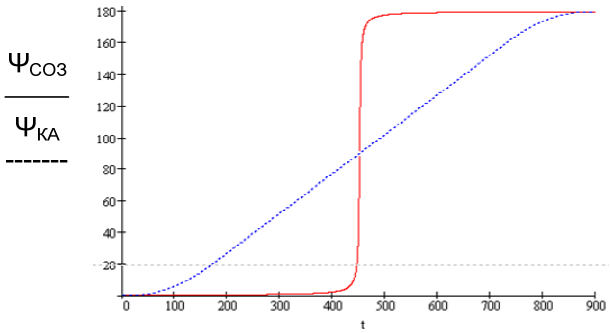


Рис. 1. График вращения космического аппарата и плоскости СОЗ при прохождении особых точек орбиты, когда Солнце находится в плоскости орбиты

При прохождении больших углов СОЗ при модуле угла между плоскостью орбиты и направлением на Солнце меньше заданного значения формируется упреждающий разворот относительно оси *OX* до момента прохождения максимального угла СОЗ. При угле между осью *OX* и направлением на Солнце меньше заданного значения выполняются следующие действия:

– определяется угол в плоскости орбиты между текущим положением КА и положением КА в момент прохождения максимального угла СОЗ;

– определяется угол разворота относительно оси *OX* в процессе движения по орбите от текущего положения КА до точки прохождения максимального угла СОЗ, в которой ось *OY* должна быть перпендикулярна плоскости орбиты;

– определяется время разворота по оси *OX* на указанный выше угол, при заданной скорости разворота вокруг оси *OX*;

– определяется время прохождения по орбите угла от текущего положения до точки прохождения максимального угла СОЗ.

Как только время, необходимое для разворота вокруг оси *OX* на вычисленный угол разворота, становится больше времени прохождения по орбите угла от текущего положения КА до точки прохождения максимального угла СОЗ, формируется признак больших углов СОЗ и признак на упреждающий разворот КА относительно оси *OX*.

Одновременно отключается прибор ориентации на Солнце (ПОС) от управления по каналу относительно оси *OX*. Скорость разворота и угол разворота при упреждающем развороте контролируются по информации с блока измерения скоростей (БИС). Выключение упреждающего разворота осуществляется после прохождения больших углов СОЗ при угле между плоскостью *XOY* и плоскостью СОЗ меньше заданного значения. Далее к управлению подключается ПОС, и ориентация осуществляется по алгоритму режима ориентации на Землю.

Малые углы СОЗ характеризуются наличием тени Земли. Приближение теневого участка определяется путем сравнения измеренного с помощью ПОС угла между осью минус *OX* и направлением на Солнце с угловым размером Земли, если угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце меньше половины углового размера Земли, либо по информации, поступающей из программного комплекса баллистических задач (ПК БЗ).

Управление по оси *OX* во время прохождения тени Земли осуществляется по информации с БИС. Предусмотрены два режима управления относительно оси *OX* КА при прохождении теневого участка Земли.

При входе в тень отслеживание плоскостью *XOY* направления на Солнце осуществляется по разности углов:

– угла, полученного интегрированием угловой скорости с БИС относительно оси *OX* после входа КА в тень Земли;

– угла, равного разности текущего угла рыскания и угла рыскания на момент входа КА в тень Земли, рассчитанных ПК БЗ.

При прохождении в тени Земли малых углов СОЗ, при которых скорость вращения плоскости СОЗ превышает поисковую скорость относительно оси *OX*, формируется упреждающий разворот относительно оси *OX* до момента прохождения минимального угла СОЗ с целью обеспечения симметричности разворота относительно точки минимального угла СОЗ (середины теневого участка).

При прохождении малых углов СОЗ при модуле угла между плоскостью орбиты и направлением на Солнце меньше заданного значения формируется упреждающий разворот относительно оси *OX* до момента прохождения максимального угла СОЗ.

При угле СОЗ меньше заданного значения с использованием информации ПК БЗ выполняются следующие действия:

1) определяется угол в плоскости орбиты между текущим положением КА и положением КА в момент прохождения минимального угла СОЗ;

2) определяется угол разворота относительно оси *OX* от текущего положения КА до точки прохождения минимального угла СОЗ, в котором ось *OY* должна быть перпендикулярна плоскости орбиты;

3) определяется время разворота *T*1 относительно оси *OX* на угол, определенный в п. 2, при заданной скорости разворота;

4) определяется время *T*2 прохождения по орбите угла от текущего положения до точки прохождения минимального угла СОЗ.

При $T1 \geq T2$ формируется признак упреждающего разворота относительно оси *OX*. Скорость разворота и угол разворота контролируются по информации с БИС.

Выключение упреждающего разворота осуществляется после прохождения середины теневого участка при угле между плоскостью *XOY* и направлением на Солнце меньше заданного значения.

2. Алгоритмы формирования информации для прохождения упреждающего разворота. Для формирования признака упреждающего разворота и знака разворота используются следующие баллистические параметры:

– текущий угол СОЗ;

– текущий угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце;

– угол по орбите от текущей точки до точки минимального (максимального) угла СОЗ.

Положение связанных осей КА относительно солнечно-земной и орбитальной систем координат перед формированием упреждающего разворота показано на рис. 2 [4; 5], где α_S – угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце; СОЗ – текущий угол Солнце–объект–Земля; E – угол по орбите от текущей точки до точки минимального (максимального) угла СОЗ; $\psi_{\text{нач}}$ – значение курсового угла перед началом упреждающего разворота; $\psi_{\text{разв}}$ – угол разворота относительно оси *OX* в процессе движения по орбите от текущего положения КА до точки прохождения минимального (максимального) угла СОЗ, в которой ось *OY* должна быть перпендикулярна плоскости орбиты.

Ниже представлена математическая модель вычисления курсового угла при упреждающем развороте:

$$\psi_x = \begin{cases} \psi_{\text{нач}} + \omega_{\text{нач}} \cdot t + \dfrac{\dot{\omega} \cdot t^2}{2}, 0 \leq t \leq t_{\text{разг}}; \\ \psi 1 + \omega_n \cdot t, t_{\text{разг}} \leq t \leq t_{\text{разг}} + 2t_n; \\ \psi 1 + \psi 2 + \omega_n \cdot (t - t_{\text{разг}} - 2t_n) - \dfrac{\dot{\omega} \cdot (t - t_{\text{разг}} - 2t_n)^2}{2}, \\ t_{\text{разг}} + 2t_n \leq t \leq 2t_{\text{разг}} + 2t_n; \end{cases}$$

$$\psi 1 = \psi_{\text{нач}} + \omega_{\text{нач}} \cdot t_{\text{разг}} + \frac{\dot{\omega} \cdot t^2_{\text{разг}}}{2};$$

$$\psi 2 = \omega_n \cdot (t_{\text{разг}} + 2t_n),$$

где $\psi_{\text{нач}}$ – значение курсового угла на момент начала упреждающего разворота; $\omega_{\text{нач}}$ – значение скорости вращения КА на момент начала упреждающего разворота; ω_n – значение поисковой скорости вращения КА (максимально допустимой скорости вращения); $t_{\text{разг}}$ – время разгона (торможения) КА до поисковой скорости относительно оси *OX*; t_n – время разворота вокруг оси *OX* с поисковой скоростью.

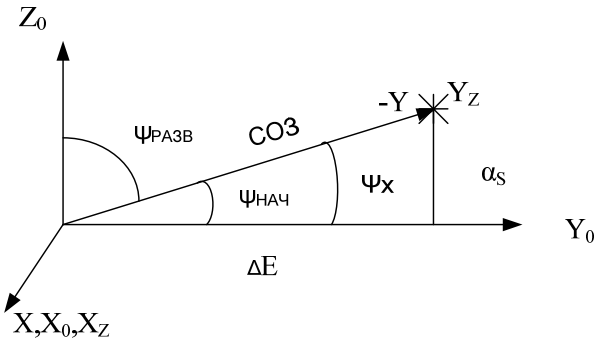


Рис. 2. Положение связанной системы координат (*OXYZ*) относительно солнечно-земной ($OX_ZY_ZZ_Z$) и орбитальной ($OX_0Y_0Z_0$) систем координат

В математической модели упреждающий разворот разделен на три взаимосвязанных участка (рис. 3):

1. Участок разгона (участок набора поисковой скорости) – этот участок описывает движение космического аппарата вокруг оси минус *OX* (ось, направленная на Землю) при наборе поисковой скорости (максимально допустимая скорость вращения аппарата). Набор поисковой скорости характерезуется наличием постоянного углового ускорения.

2. Участок разворота на поисковой скорости – описывает движение космического аппарата вокруг оси минус *OX* с постоянной максимально допустимой скоростью вращения аппарата.

3. Участок торможения – описывает движение космического аппарата вокруг оси минус *OX* при уменьшении угловой скорости космического аппарата с постоянным отрицательным ускорением.

Для проведения упреждающего разворота необходимо заблаговременно рассчитать начальный угол разворота, начальную скорость вращения, а также время начала и окончания разворота. На рис. 4 показана блок-схема алгоритма, позволяющего заблаговременно сформировать начальные данные, необходимые для выполнения упреждающего разворота.

Погрешность вычисления программным комплексом баллистических задач угла между плоскостью орбиты и направлением на Солнце определяет погрешность вычисления угла разворота и скорости разворота на момент начала упреждающего разворота, а также погрешность вычисления времени начала и окончания упреждающего разворота [6–8].

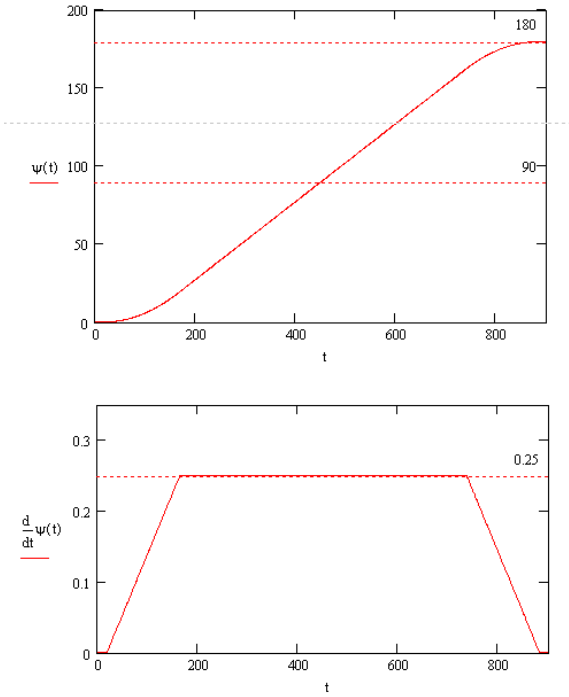


Рис. 3. График зависимости курсового угла и скорости космического аппарата при прохождении упреждающего разворота

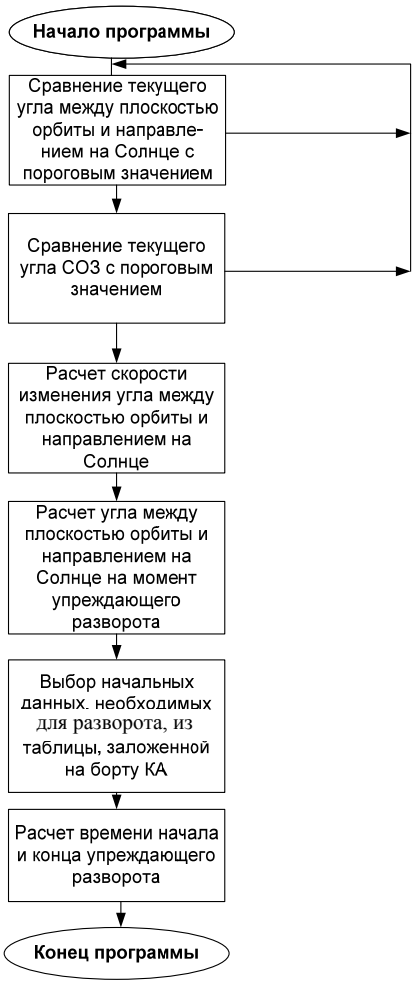


Рис. 4. Блок-схема алгоритма прогнозирования начальных данных упреждающего разворота

Для уменьшения погрешности вычисления начальных параметров упреждающего разворота разработан алгоритм (рис. 5), позволяющий по баллистической информации за 60 с до начала разворота уточнить спрогнозированные параметры упреждающего разворота.

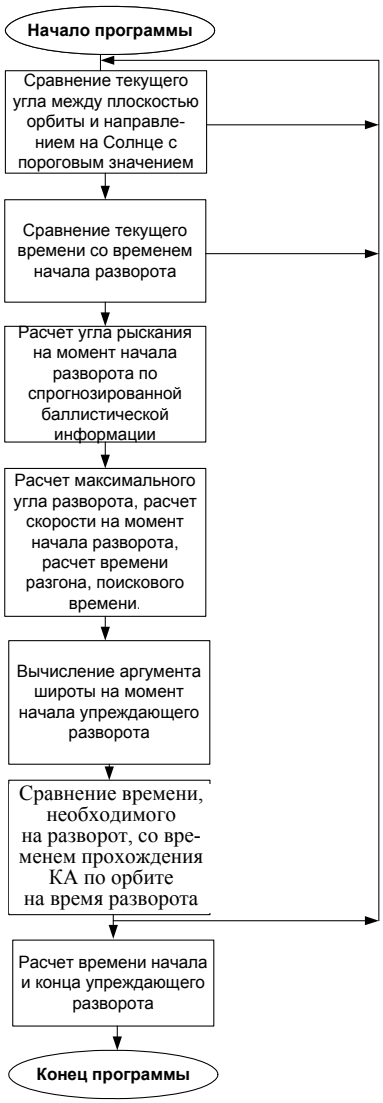


Рис. 5. Блок-схема алгоритма, уточняющего спрогнозированные начальные дан-ные по баллистической информации, необходимые для проведения упреждающего разворота

Сформированные начальные данные передаются в аппаратуру потребителя через навигационный кадр [9; 10].

Эталонные модели упреждающего разворота на борту и в аппаратуре потребителя одинаковые, следовательно, время начала упреждающего разворота, угол разворота космического аппарата по каналу рыскания на борту и в аппаратуре потребителя будут также одинаковы.

3. Алгоритм прохождения упреждающего разворота на борту КА. На космическом аппарате управляющие двигатели-маховики (УДМ) имеют разброс по крутизне моментной характеристики. Момент

сопротивления на валу УДМ также искажает моментную характеристику УДМ. Момент инерции КА относительно оси *OX* также имеет разброс [11–13].

Исходя из этого, величина $\dot{\omega} = \frac{M_X}{J_X}$ не имеет постоянного значения. Поэтому при проведении упреждающего разворота будут возникать погрешности по углу разворота КА [14; 15].

Рис. 6. Блок-схема алгоритма вычисления курсового угла при упреждающем развороте на борту космического аппарата

Для минимизации погрешностей, обусловленных разбросом характеристик УДМ и разбросом момента инерции космического аппарата относительно оси *OX*, рассматривается алгоритм формирования управляющих воздействий по каналу *OX* с дополнительным формированием управляющих воздействий на двигатель-маховик по оси *OX* при рассогласовании по углу и скорости фактического и модельного движения КА.

На рис. 6 представлен принцип работы алгоритма вычисления курсового угла при упреждающем развороте на борту навигационного космического аппарата.

4. Алгоритм расчета курсового угла и поправок для вычисления фазового центра антенны в аппаратуре потребителя. Потребитель проводит измерения положения фазового центра антенны, а должен знать положение центра масс космического аппарата. В связи с этим при прохождении особых точек орбиты в аппаратуре потребителя необходимо вычислять поправки на положение фазового центра антенны.

На рис. 7 представлен принцип работы алгоритма вычисления в аппаратуре потребителя поправки положения фазового центра антенны.

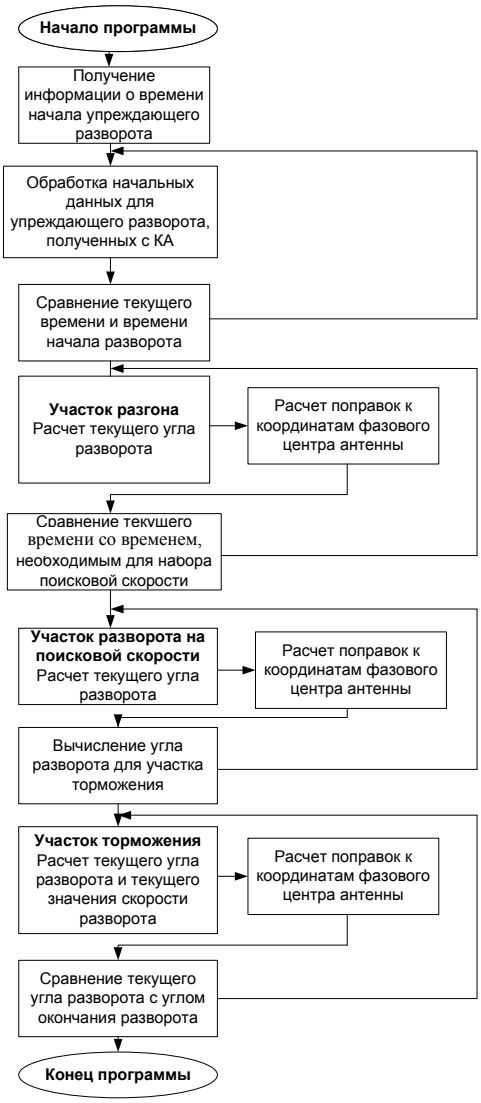


Рис. 7. Блок-схема алгоритма вычисления в аппаратуре потребителя поправки положения фазового центра антенны

Заключение. Алгоритмы, описанные в данной статье, являются универсальными для всех типов космических аппаратов орбитальной группировки ГЛОНАСС.

Погрешность определения положения фазового центра антенны в плоскости OY_0Z_0 относительно номинального положения не будет превышать 2 см при расстоянии от центра масс до центра антенны 1 м.

Библиографические ссылки

1. Дилснер Ф. Спутник «Глонасс-М», модель ориентации по рысканию [Электронный ресурс] // Advances in Space Research. 2010. URL: http://www.sciencedirect.com.

2. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М. : Наука, 1965. 540 с.

3. Алгоритмы определения курсового угла для вычисления фазового центра антенны космического аппарата «Глонасс» на участках упреждающего разворота / А. В. Фатеев [и др.] // Вестник СибГАУ. 2013. № 4 (50). С. 198–202.

4. Иванов Н. М., Лысенко Л. Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. М. : Дрофа, 2004. 544 с.

5. Мельников В. Н. Управление ориентацией космического аппарата. М., 2011. 49 с.

6. Попов В. И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1986. 184 с.

7. Раушенбах Б. В., Токарь Е. Н. Управление ориентацией космических аппаратов. М. : Наука, 1974. 600 с.

8. Спутниковые системы связи и навигации // Труды Междунар. науч. техн. конф. (30 сент. – 3 окт. 1997 г.) / отв. ред. М. К. Чмых. В 2 т. Т. 2. Красноярск : Изд-во Краснояр. гос. техн. ун-та, 1997. 185 с.

9. Феоктистов К. П. Космическая техника. Перспективы развития : учеб. пособие. М. : Изд-во МГТУ им. Баумана, 1997. 172 с.

10. Гущин В. Н. Основы устройства космических аппаратов : учебник для вузов. М. : Машиностроение, 2003. 272 с.

11. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения. Красноярск, 2011. 488 с.

12. Каргу Л. И. Системы угловой стабилизации космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1980. 172 с.

13. Чеботарев В. Е. Проектирование космических аппаратов систем информационного обеспечения : учеб. пособие. В 2 кн. Кн. 2. Внутреннее проектирование космического аппарата / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2004. 132 с.

14. Бесекерский В. А., Попов Е. П. Теория систем автоматического регулирования. М. : Наука, 1975. 768 с.

15. Артюхин Ю. П., Каргу Л. И., Симаев В. Л. Системы управления космических аппаратов, стабилизированных вращением. М. : Наука, 1979. 279 с.

References

1. Dilssner, F. *Sputnik Glonass-M, model orientatsii po riskaniu.* [The satellite of Glonass-M, orientation model on yaw]. Advances in Space Research. 2010. (In Russ.) Available at http://www.sciencedirect.com.

2. Elyasberg P. E. *Vvedenie v teoriju poleta iskusstvennikh sputnikov Zemli* [Introduction in the theory of flight of artificial Earth satellites]. Moscow, 1965, 540 p.

3. Fateev A. V., Emelyanov D. V., Tentilov U. A., Ovchinnikov A. V., Lukyanenko M. V. [Algorithms of the course corner definition of the space vehicle “GLONASS” on the sites of the anticipatory turn on the board and in the equipment of the consumer for the calculation of the aerial phase center]. *Vestnik SibGAU*, 2013, no. 4 (50), p. 198–202. (In Russ.).

4. Ivanov N. M., Lisenko L. N. *Ballistika i navigatsiya kosmicheskikh apparatov*. [Ballistics and navigation of space vehicles]. Moscow, Drofa Publ, 2004, p. 544.

5. Melnikov V. N. *Upravlenie orientatsiei kosmicheskogo apparata.* [Space vehicle attitude control]. Moscow, 2011, 49 p.

6. Popov V. I. *Sistemi orientatsii i stabilizatsii kosmicheskikh apparatov*. [Attitude control systems and stabilisation of space vehicles]. Moscow, Mashinostroene Publ, 1986, 184 p.

7. Raushenbah B. V., Tokar E. N. *Upravlenie orientatsiei kosmicheskikh apparatov*. [Attitude control of space vehicles]. Moscow, Nauka Publ, 1974, 600 p.

8. [Satellite communications systems and navigation]. *Trudy mezhdunarodnoi nauch. tekhn. konf.* [Works of the international scientific technical conference on September]. Vol. 2. The editor-in-chief M. K. Chmih, Krasnoyarsk, 1997, 185 p.

9. Feoktistov K. P. *Kosmicheskaya tekhnika. Perspektivi razvitia: uchebnoe posobie.* [The space engineering. Prospects for the development: the Manual]. Moscow, MGTU Bauman’s name Publ, 1997, 172 p.

10. Gushin V. N. *Osnovi ustroistva kosmicheskikh apparatov: Uchebnik dlya vuzov*. [The bases of the device of space vehicles: the Textbook for high schools]. Moscow, Mashinostroene Publ, 2003, 272 p.

11. Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovi proektirovania kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespechenia.* [The bases of designing of space vehicles of information support]. Krasnoyarsk, 2011, 488 p.

12. Kargu L. I. *Sistemi uglovoi stabiizatsii kosmicheskikh apparatov*. [Systems of attitude hold of space vehicles]. Moscow, Mashinostroene Publ., 1980, 172 p.

13. Chebotarev V. E. *Proektirovanie kosmicheskkh apparatov sistem informatsionnogo obespechenia: uchebnoe posobie. V 2 kn. Kn. 2. Vnutrennee proektirovanie kosmicheskogo apparata*. [Designing of space vehicles of systems of information support: the manual: in 2 books. The book. 2. Internal designing of the space vehicle]. SibSAU Krasnoyarsk, 2004, 132 p.

14. Besekerski V. A., Popov E. P. *Teoria sistem avtomaticheskogo regulirovania*. [The theory of autothrottle systems]. Moscow, Nauka Publ, 1975, 768 p.

15. Artuhin U. P., Kargu L. I., Simaev V. L. *Sistemi upravleniya kosmicheskikh apparatov, stabilizirivannikh vrasheniem*. [Control systems of the space vehicles stabilised by rotation]. Moscow, Nauka Publ, 1979, 279 p.

© Фатеев А. В., Емельянов Д. В.,
Тентилов Ю. А., Овчинников А. В., 2014

УДК 681.3:629.7

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 132–138

СПОСОБ И СИСТЕМА ИНЪЕКЦИИ ОШИБОК ДЛЯ ТЕСТИРОВАНИЯ СБОЕУСТОЙЧЕВЫХ ПРОЦЕССОРОВ БОРТОВЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

С. А. Чекмарёв

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: zaq259@yandex.ru

Предложен способ инъекции ошибок для тестирования сбоеустойчивости бортовых процессоров на основе модификации метода внутрикристальной отладки с использованием тестового порта процессора. В отличие от базового метода инъекция ошибок производится не с помощью внешнего управляющего компьютера, а с помощью встроенного в тестируемую систему аппаратного инъектора ошибок. Для представляемого способа разработана архитектура системы инъекции ошибок. Модуль инъекции, используя порт тестирования процессора, может прочитать данные по требуемому адресу внутренней памяти, внести ошибку, инвертировав бит в соответствии с требуемым номером, данные с ошибкой обратно записать по данному адресу. Представлен пример реализации предлагаемой системы. Описана процедура внесения и исправления одиночного сбоя во внутрикристальной памяти процессора. Показано, что предлагаемый подход не привносит большой избыточности в основную архитектуру ядра процессора. В результате экспериментов примерно 90 % вносимых ошибок были обнаружены, из них не менее 92 % ошибок исправлены. Применение представленного аппаратного инъектора обеспечивает большую автономность и реалистичность проведения испытаний процессора на сбоеустойчивость.

Ключевые слова: внутрикристальная отладка, одиночный сбой, инъекция ошибок, LEON3, система на кристалле, ПЛИС.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 132–138

METHOD AND SYSTEM OF ERROR INJECTION FOR TESTING THE FAULT TOLERANCE PROCESSOR ON-THE BOARD CONTROL SYSTEM OF SPACECRAFT

S. A. Chekmaryov

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation
E-mail: zaq259@yandex.ru

Error injection method for testing onboard processors' fault-tolerance is proposed. It is based on the modification of the on-chip debugging method which uses the test port of the processor. Unlike the basic method, error injection is made by a built-in hardware error injector rather than by an external computer. An error injection system architecture is developed for the proposed method. Using the processor test port injection module can read the data with the required address in the internal memory; inject errors by inverting the required bit; write back data with injected errors by the initial address. An implementation example of the proposed system is demonstrated. The procedure of injecting and correcting a single failure in the processor on-chip memory is described. It is shown that the proposed method does not introduce much excessiveness in the core architecture of the processor. As a result of experiments about 90 % of injected errors were detected and at least 92 % of them were corrected. Implementation of the hardware injector provides greater autonomy and realistic testing of the processor's fault-tolerance.

Keywords: On-chip debugger, single event upset, fault injection, System on Chip, FPGA.

Введение. В настоящее время, в связи с успехами микроэлектронных технологий в области конструктивно-топологических мер защиты от ионизирующего излучения и достигнутым уровнем схемотехнических способов обеспечения отказоустойчивости на уровне логических ячеек интегральной схемы [1], усилия в области проектирования сбоеустойчивой архитектуры микропроцессоров в основном концентрируются на защите от одиночных ошибок (Single-event Upset – SEU) внутренней памяти процессора: кэш-памяти и файла регистров [2].

Важным элементом создания сбоеустойчивого процессора является отладка, тестирование и испытания тех или иных вариантов построения его сбоеустойчивой архитектуры. Тестирование и испытания должны удостоверить эффективность используемых методов и средств защиты внутренней памяти процессора от одиночных сбоев SEU [3]. Сбоеустойчивость процессоров в процессе тестирования подтверждается с помощью тех или иных методов технологии внедрения (инъекции) одиночных ошибок в его внутреннюю память [4].

Имеется несколько подходов к инъекции аппаратных ошибок во внутреннюю память процессора. В данной работе применительно к программируемым логическим интегральным схемам (ПЛИС) типа FPGA (Field Programmable Gate Array) рассмотрен метод, который основывается на возможностях OCD-методов, использующих для внесения ошибок блоки отладки ядра процессора (порты тестирования, test ports), которыми оснащены все современные микропроцессоры [5].

OCD-методы, используя порт тестирования процессора, для внесения ошибки выполняют следующие действия: остановка процессора, чтение и внесение изменений в регистры процессора и кэш-память, продолжение работы процессора. Доступ к устройствам отладки осуществляется через внешний стандартный интерфейс, через который отлаживаемая система подсоединяется к управляющему компьютеру. Управляющий компьютер обеспечивает все основные функции системы инъекции ошибок (fault injection environment) в устройство, находящееся под тестированием. Подобным образом в [6] OCD-метод использован для проверки архитектурных решений по сбоеустойчивости к SEU процессорного ядра, встроенного в antifuse-FPGA.

В данной работе предлагается изменить OCD-метод применительно к перепрограммируемым FPGA, в первую очередь flash-FPGA, не имеющих возможности частичной реконфигурации, характерной для SRAM-FPGA, и тем самым соответствующего метода инъекции ошибок [7]. Все основные функции по внесению ошибок, такие как генерация списка вносимых ошибок, непосредственное внесение ошибок во внутреннюю память процессора, первичное сохранение и классификация последствий от внесенных ошибок, реализованы в самой FPGA. Управляющему компьютеру отводится второстепенная роль: он осуществляет общее управление экспериментами по инъекции ошибок, обеспечивает накопление уже частично обработанных данных, полученных в результате проведенных экспериментов, для их окончательного анализа. Подход обеспечивает слабую связь с внешним управляющим компьютером и, таким образом, высокую скорость, большую реалистичность и автономность проведения экспериментов по инъекции ошибок.

Архитектура системы инъекции ошибок. Архитектура системы для реализации предлагаемого подхода инъекции ошибок представлена на рис. 1. Системой под тестированием (System Under Tests – SUT) является полнофункциональный прототип (инженерный образец) нерезервированного бортового компьютера, основанного на софт-процессоре, размещенном в FPGA[8]. От летного образца бортового компьютера его отличает применение электронной компонентной базы некосмического исполнения. Подобные компьютеры используются при создании отдельных видов бортовой аппаратуры, в том числе и для малых космических аппаратов [9]. Таким образом, возможна отработка защиты софт-процессора от SEU в уже законченной системе, предназначенной для практического использования. Данная возможность является дополнительным достоинством предлагаемого метода.

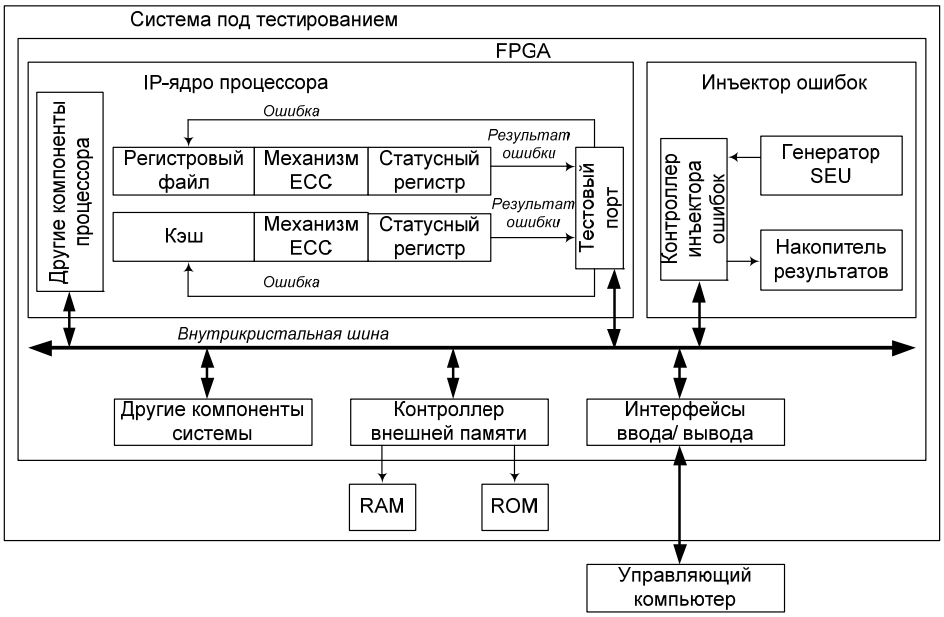


Рис. 1. Архитектура системы инъекции ошибок

Архитектура представляет собой систему на кристалле (СнК). Она состоит из процессорного ядра и модуля инъекции ошибок, размещенных в FPGA, и внешнего управляющего компьютера. Основные компоненты архитектуры системы инъекции ошибок располагаются в FPGA. Процессор и модуль инъекции полностью независимы и связаны внутрикристальной шиной. Управляющий компьютер подключается к модулю интерфейсов ввода/вывода, также связанного с внутренней шиной СнК. Он осуществляет общее управление и накопление результатов экспериментов.

Ядро процессора оснащено тестовым портом, являющимся стандартным компонентом для большинства современных микропроцессоров. Тестовый порт может иметь прямой внешний интерфейс для взаимодействия с управляющим компьютером, а может, как в нашем случае, быть соединен с внутрикристальной шиной. Такая архитектура характерна, например, для семейства процессоров Leon [10], для процессоров ARM [11]. Эта особенность является ключевой для предлагаемой архитектуры. Она позволяет все компоненты для инъекции ошибок, как блоки на внутрикристальной шине, разместить в FPGA, а внешнему компьютеру отвести вспомогательную роль.

Модуль инъекции, используя порт тестирования, может прочитать данные по требуемому адресу внутренней памяти; внести ошибку, инвертировав бит в соответствии с требуемым номером; данные с ошибкой обратно записать по данному адресу. С другой стороны, с помощью порта тестирования модуль инъекции может прочитать информацию о факте выявления ошибки во внутренней памяти, обнаруженной с помощью механизма ECC. Эта информация находится в статусном регистре ECC, хранящем адрес внутренней памяти, по которому обнаружена ошибка, и признак – ошибка при обнаружении исправлена или нет.

Модуль инъекции ошибок состоит из трех блоков: контроллера модуля инъекции ошибок (Fault Injection – FI), генератора SEU, накопителя результатов. Контроллер FI:

– в целом координирует работу компонент модуля инъекции;

– используя информацию, полученную от генератора SEU, заносит ошибки в требуемые биты в требуемые адреса внутренней памяти;

– читает в регистре статуса ECC информацию о факте обнаружения механизмом ECC ошибки, проверяет признак «ошибка исправлена / не исправлена» и сохраняет информацию о результатах внесения ошибки в накопителе.

Генератор SEU в режиме реального времени генерирует новую ошибку для занесения во внутреннюю память. Он определяет три параметра: вид ошибки – однократная (ошибка в одном бите) или двукратная (ошибка в двух соседних битах); адрес ошибки во внутренней памяти; момент времени для инъекции ошибки. Закон генерации ошибок по данным параметрам может быть случайным равномерным, а может быть более сложным, учитывающим, например, процессы деградации и накопления радиации электронными компонентами с течением времени эксплуатации. Последнее может потребоваться для проведения ускоренных испытаний, для подтверждения сбоеустойчивости процессора на конец срока эксплуатации, например, бортового компьютера в космическом аппарате. В простейшем случае генератор SEU может быть просто статической таблицей событий, параметры которых жестко заданы. Данный вариант может быть использован для создания системы контролепригодности ядра процессора в части сбоеустойчивости к SEU.

Накопитель результатов внесения ошибок сохраняет результаты экспериментов. Он располагается во внутрикристальной памяти FPGA и может быть достаточно большим для FPGA большого размера и зависеть от величины процессорного ядра. В простейшем случае накопитель может содержать только количество обнаруженных ошибок и количество исправленных (или неисправленных) ошибок для каждого вида внутренней памяти процессора. Для проведения более глубокого анализа результатов для каждого случая обнаружения ошибки в накопителе может сохраняться ее адрес во внутренней памяти процессора. В этом случае накопитель представляет таблицу (несколько таблиц), содержимое которой по окончании эксперимента передается в управляющий компьютер. Если время эксперимента велико, то для предотвращения переполнения накопителя предусмотрена возможность его периодического считывания. Возможен также вариант использования под накопитель результатов экспериментов внешней памяти SUT. В этом случае контроллер FI должен быть «мастером» на внутрикристальной шине.

Пример реализации архитектуры системы инъекции ошибок. Представленная архитектура инъекции ошибок реализована в ПЛИС-устройстве на базе flash-FPGA ProASIC3E A3PE3000, являющемся инженерным образцом бортового компьютера. Оно было разработано в СибГАУ для малого космического аппарата TabletSat [12]. Видоизмененная под данный пример реализации архитектура системы инъекции ошибок представлена на рис. 2. В качестве IP-процессора использовано открытое на уровне VHDL-кода модифицированное процессорное ядро LEON3. Размер кэш-данных 8 КВ, размер кэш-команд равен 8 КВ, размер регистрового файла – 128 32-разрядных слов. Связь между процессорным ядром и модулем инъекции осуществляется по внутрикристальной шине AMBA [13]. AMBA имеет две шины: высокоскоростную AHB и низкоскоростную APB. Тестовый порт DSU (Debug Set Unit) расположен на высокоскоростной шине AHB. Управляющий компьютер подключается к низкоскоростной шине APB через интерфейс UART.

Отработка представленной на рис. 2 архитектуры проводилась в процессе экспериментов по внесению ошибок в регистровый файл и во внешнее ОЗУ процессора. Целью проводимых работ являлась реализация данной архитектуры и проверка ее работоспособности с оценкой вносимой избыточности в FPGA.

Механизм ECC [14] был реализован на базе помехоустойчивого модифицированного кода Хсяо [15]. После каждого случая обнаружения ошибки статусный регистр ECC сохранял 2 признака: «ошибка

обнаружена» и «ошибка исправлена / не исправлена». Генератор SEU был представлен таблицей однократных ошибок, случайно распределенных по адресам внутрикристальной (регистровый файл АЛУ) и внешней (ОЗУ) памяти. Данная таблица также содержит в себе значения интенсивности инъекции сбоев, которая определяется временными задержками между событиями «инъекция завершена». Таблица однократных сбоев инициализируется при включении. Имеется возможность получить к ней доступ и инициализировать вручную перед проведением эксперимента. Кроме того, контроллер инъектора ошибок может самостоятельно инициализировать данную таблицу. Для этого в его состав были включены генераторы псевдослучайных последовательностей с настраиваемым диапазоном выдаваемых значений. Возможность заполнения листа ошибок случайными значениями позволяет использовать малые размеры таблицы ошибок при внесении большого объёма инъекций. Накопитель результатов инъекции размещался во внутрикристальной памяти FPGA, его размер был равен количеству ошибок в листе ошибок SEU.

Обращение к данным в ОЗУ с целью запуска механизма ECC производилось с помощью тестовой программы, целью которой являлась организация чтения максимально возможного пространства ОЗУ. В программе выделялся и инициализировался массив данных, равный размеру ОЗУ. Далее в цикле происходил расчет контрольной суммы данных, расположенных в массиве. Если механизм ECC отрабатывал вносимые ошибки, то контрольная сумма после каждой итерации должна оставаться одной и той же. Обращение к регистровому файлу производилось в моменты работы процессора.

Поскольку в процессе работы процессора даже над выполнением предложенной тестовой программы невозможно гарантировать, что после внесения ошибки при чтении каждой ячейки памяти ошибка будет обнаружена ранее, чем эта ячейка будет переписана другими данными, не следует ожидать, что каждая инъектированная ошибка будет обнаружена, а затем исправлена. Учитывая это обстоятельство, был реализован асинхронный режим инъекции ошибок и обращения к памяти, когда модуль инъекции ошибок и тестовая программа работают независимо друг от друга. При этом критерием работоспособности предложенного подхода являлось не то, что каждая внесенная ошибка обнаружена и исправлена при сохранении контрольной суммы после каждой итерации, а то, что если ошибка обнаружена, то она исправлена, а контрольная сумма осталась неизменной после каждой итерации тестовой программы.

Для оценки избыточности, вносимой в FPGA, рассмотренная архитектура была реализована для разного количества ошибок, определенных в листе событий SEU. Результаты синтеза для нескольких ПЛИС компаний ACTEL и ALTERA представлены в табл. 1. Из табл. 1 следует, что предложенный метод не является ресурсозатратным. С ростом размера листа ошибок количество логических блоков, необходимых для реализации метода, остается практически неизменным. Потребность во внутрикристальной памяти для многократно программируемых и однократно программируемых flash-ПЛИС компании Microsemi в процентном соотношении увеличивается быстрее. В первую очередь это связано с особенностями данных ПЛИС. Однако применение в предложенном методе функции автоматического заполнения позволяет использовать лист ошибок меньшего объёма. Он может быть автоматически проинициализирован для внесения новой порции инъекций. Тем самым уменьшится потребность в используемых блоках памяти.

В табл. 2 представлены результаты экспериментов по внесению ошибок в память. Как и ожидалось, не все вносимые ошибки были обнаружены. Часть инъекций в ОЗУ пришлась на неиспользуемые области памяти, часть – на перезаписываемые участки памяти ПО. Результаты экспериментов показывают, что примерно 90 % вносимых ошибок были обнаружены.

В случаях обнаружения ошибок не менее 92 % ошибок были исправлены с помощью кода Хсяо. Данные результаты связаны с интенсивностью внесения ошибок и объёмом памяти. В первом эксперименте при инъекции 100 ошибок в ОЗУ объёмом 16 МБ сбои распределились равномерно по всему объёму памяти. Все они были обнаружены и исправлены ввиду отсутствия двойных ошибок в памяти. Данные в регистровом файле обновляются очень часто ввиду постоянного обращения процессора к регистровой памяти. Поэтому многие инъекции оказались неэффективными. Для того чтобы повысить эффективность внесения ошибок, пришлось значительно увеличить интенсивность инъекций. В результате, в последующих экспериментах при инъекции 500, 1000 и 2000 ошибок удалось смоделировать ситуации для проверки функционала обнаружения двойных ошибок в ОЗУ и регистровом файле, а также отработать реакцию тестового ПО на данные события. Код Хсяо не исправляет двойные ошибки, поэтому не все ошибки, приведённые в результатах тестирования, были исправлены. Таким образом, меняя интенсивность сбоев, можно промоделировать поведение системы, отработать возможные внештатные ситуации. В целом же результаты экспериментов соответствуют ожидаемым, а предложенная архитектура системы инъекции ошибок соответствует задаче тестирования сбоеустойчивой архитектуры процессорных IP-блоков.

Заключение. Рассмотренные способ и архитектура системы внесения ошибки являются развитием OCD-методов инъекции для процессорных ядер, встроенных в FPGA-устройства. Их основное отличие состоит в том, что вся инфраструктура по внесению ошибок для классификации и первичного накопления последствий ошибок содержится в FPGA. Управляющий компьютер в процессе эксперимента по внесению ошибок выполняет вспомогательную роль постобработчика его результатов. Это увеличивает реалистичность проведения эксперимента, несколько увеличивает его скорость, а также позволяет проводить эксперимент в уже законченных образцах FPGA-устройств. Последнее обстоятельство открывает возможность использования данного метода для контролепригодности сбоеустойчивых процессоров.

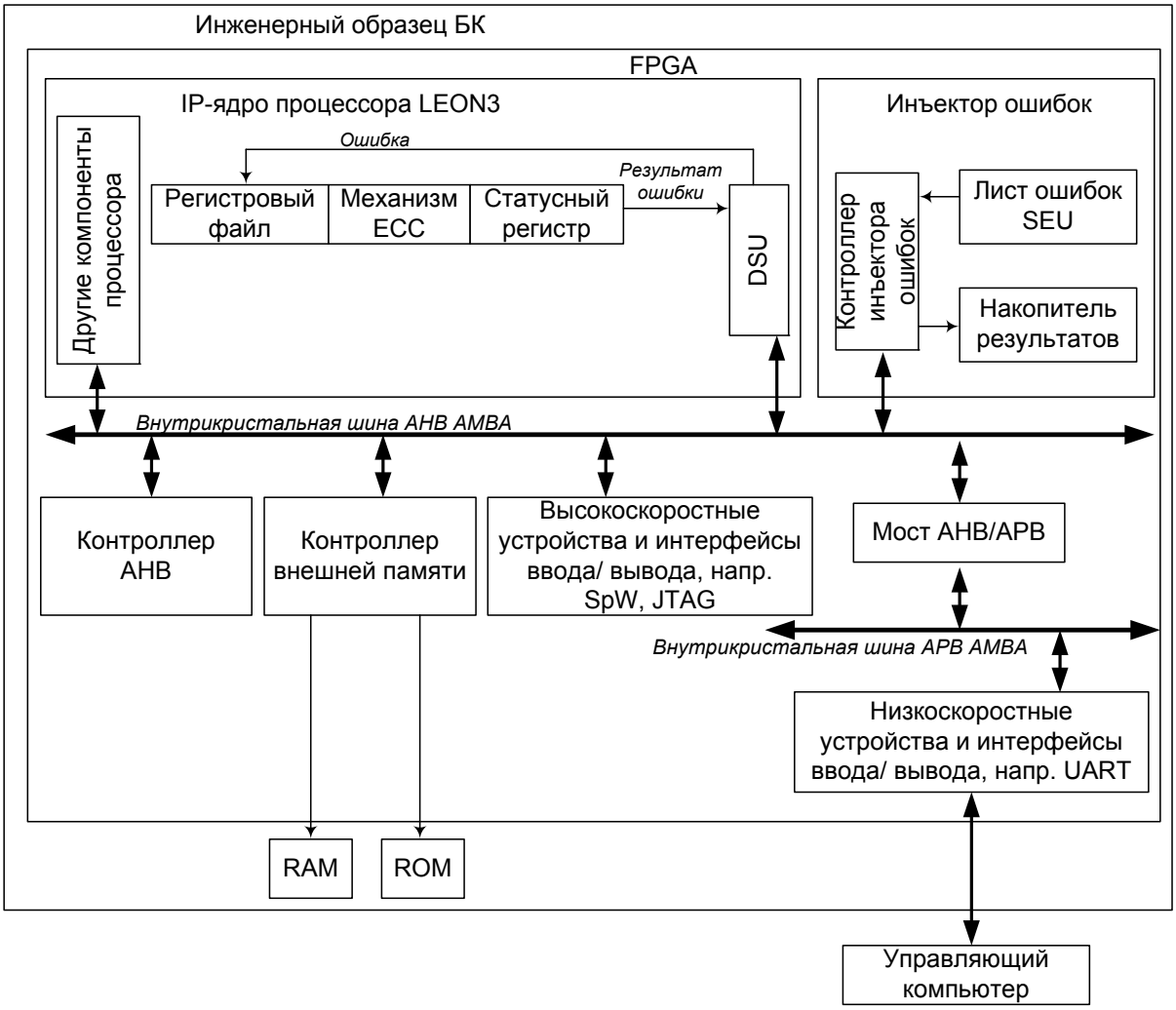


Рис. 2. Видоизмененная под пример реализации архитектура системы инъекции ошибок

Таблица 1

Результаты синтеза инъектора ошибок для разных ПЛИС

Размер листа ошибок SEU	ACTEL A3PE3000L		ACTEL RTAX 1000S		ALTERA Cyclone IV	
	Размер		Размер		Размер	
	Логических блоков (% от всех логических блоков)	Блоков памяти (% от всех блоков памяти)	Логических блоков (% от всех логических блоков)	Блоков памяти (% от всех блоков памяти)	Логических блоков (% от всех логических блоков)	Блоков памяти (% от всех блоков памяти)
100	918 (1,2 %)	2 (1,7 %)	288 (1,5 %)	1 (2 %)	370 (< 1 %)	2,176 (< 1 %)
500	1001 (1,3 %)	3 (2,6 %)	386 (2,1 %)	3 (8 %)	369 (< 1 %)	8 (< 1 %)
2000	1096 (1,45 %)	9 (8 %)	448 (2,4 %)	9 (25 %)	379 (< 1 %)	34 (< 1 %)

Таблица 2

Результаты инъекции ошибок в память процессора LEON3

Количество внесенных ошибок SEU	Регистровый файл (внутрикристальная память)		ОЗУ (внешняя SRAM память)	
	Обнаружено / %	Исправлено / %	Обнаружено / %	Исправлено / %
100	87/87	87/100	100/100	100/100
500	463/92,6	463/100	473/94	457/96
1000	958/95,8	949/99	917/91,7	826/91
2000	1920/96	1845/96	1791/89	1649/92

Предлагаемый подход является малоинтрузивным, он не привносит большой избыточности в основную архитектуру ядра процессора. Модуль внесения ошибок не встраивается в ядро процессора. Он связан с процессором внутрикристальной шиной. Частичные изменения ядра процессора относятся только к механизму ЕСС.

Данная архитектура в наибольшей степени удовлетворяет целям разработки и отладки нового эффективного решения для обеспечения сбоеустойчивости процессора. Метод может применяться как для отработки HDL-описаний сбоеустойчивых архитектур для микропроцессоров, изготавливаемых в виде корпусированных интегральных схем, так и для софт-процессоров (процессорных ядер, процессорных сложных функциональных блоков), для которых результат отладки и испытаний HDL-описания является уже конечной стадией их создания. Отметим, что сбоеустойчивые процессорные ядра занимают свою вполне определенную «нишу» в космическом электронном приборостроении, в частности, они широко используются при создании малых космических аппаратов.

Благодарности. Исследование выполнено при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, соглашение № 14.574.21.0041 от 19.06.2014 г. Уникальный идентификатор RFMEFI57414X0041.

Acknowledgments. The study was supported by the Ministry of Education and Science, the agreement of 19.06.2014 № 14.574.21.0041. Unique identifier RFMEFI57414X0041.

Библиографические ссылки

1. Юдищев В. Радиационно стойкие интегральные схемы. Надежность в космосе и на Земле // Электроника: наука, технология, бизнес. 2007. № 5. С. 72–77.

2. Осипенко П. Одиночные сбои – вызов для современных микропроцессоров // Электронные компоненты. 2009. № 7. С. 12–15.

3. Таперо К. И., Улимов В. Н., Членов А. М. Радиационные эффекты в кремниевых интегральных схемах космического применения. М. : БИНОМ. Лаборатория знаний, 2012. С. 234.

4. Hsueh M.-C., Tsai T. K., Iyer R. K.. Fault Injection Techniques and Tools // Computer. 1997. P. 75–82.

5. Fidalgo A. V., Alves G. R., Ferreira J. M. Real Time Fault Injection Using Enhanced OCD – A Performance Analysis // 21st IEEE Intern. Symposium on Defect and Fault-Tolerance in VLSI Systems (DFT'06). 2006. P. 254–264

6. Gaisler J. LEON3-FT-RTAX SEU test results // GAISLER RESEARCH. 2005. P. 8.

7. Qiang Zhang, Jun Zhou, Xiaozhou Yu. A Kind of Low-cost Non-intrusive Autonomous Fault Emulation System // Computer and Information Science. 2011. Vol. 4, No. 1. P. 90–99.

8. Концепция создания бортового комплекса управления для малых космических аппаратов / В. Х. Ханов [и др.] // Вестник СибГАУ. 2012. № 5 С. 144–149.

9. Гобчанский О. Проблемы создания бортовых вычислительных комплексов малых космических аппаратов // Современные технологии автоматизации. 2001. № 4. С. 28–34.

10. SPARC V8 32-bit Processor LEON3 // LEON3-FT Companion Core Data Sheet Template Design. 2010. P. 41.

11. Козлов-Кононов Д. Процессорные ядра семейства Cortex: сочетание высокой производительности и низкого энергопотребления // ЭЛЕКТРОНИКА: наука, технология, бизнес. 2010. № 8. С. 16–24.

12. Спутникс [Электронный ресурс]. URL: http://www.sputnix.ru/ru/technologies (дата обращения: 25.08.2013).

13. AMBA Specification rev. 2.0, May 99, IHI 0011A, ARM Ltd. [Электронный ресурс]. URL: http://www.arm.com (дата обращения: 25.08.2013).

14. GRLIB IP Library User's Manual // Aeroflex Gaisler. 2010. P. 78.

15. Hsiao M. Y. A Class of Optimal Minimum Odd-Weight-Column SEC-DED Codes // IBM J. Res. Develop. 1970. № 14. P. 395–401.

References

1. Yudintsev V. [Radiation hardened integrated circuit reliability in space and on earth]. *Elektronnika, Nauka, Tekhnologiya, Biznes.* 2007, no. 5, p. 72–77 (In Russ.).

2. Osipenko P. [Single event upset – a challenge for modern microprocessors]. *Elektronnye komponenty.* 2009, no. 7, p. 12–15 (In Russ.).

3. Ulimov V. N., Tapero K. I. *Radiatsionnye effekty v kremnievykh integral'nykh skhemakh kosmicheskogo primeneniya* [Radiation effects in silicon integrated circuits for space application]. Moscow, Binom. Laboratoriya znaniy Publ., 2012, 234 p.

4. M.-C. Hsueh, T. K. Tsai, R.K. Iyer. Fault Injection Techniques and Tools. *Computer*, 1997, p. 75–82.

5. Andre V. Fidalgo, Gustavo R. Alves, Jose M. Ferreira, Real Time Fault Injection Using Enhanced OCD – A Performance Analysis, dft, 21st IEEE International Symposium on Defect and Fault-Tolerance in VLSI Systems (DFT'06), 2006, p. 254–264.

6. Jiri Gaisler, LEON3-FT-RTAX SEU test results GAISLER RESEARCH, 2005, p. 8.

7. Qiang Zhang, Jun Zhou, Xiaozhou Yu A Kind of Low-cost Non-intrusive Autonomous Fault Emulation System. *Computer and Information Science*. 2011, vol. 4, no. 1, p. 90–99.

8. Hanov V. Kh., Vergazov M. Ju., Chekmarev S. A., Shahmatov V. A., Lukin F. A. [The concept of creating an onboard control system for satellites]. *Vestnik SibGAU.* 2012, no. 5 (45), p. 144–149 (In Russ.).

9. Gobchanskij O. [Problems of creation of onboard computing systems on satellites] *Sovremennye tehnologii avtomatizacii*. 2001, no. 4, p. 28–34 (In Russ.).

10. SPARC V8 32-bit Processor LEON3 LEON3-FT Companion Core Data Sheet Template Design Gaisler Research, 2010. p. 41.

11. Kozlov-Kononov D. [Family of processor cores Cortex: a combination of high performance and low power consumption]. *ELEKTRONIKA: Nauka, Tekhnologiya, Biznes*. 2010, no. 8, p. 16–24 (In Russ.).

12. Sputniks. Available at: http://www.sputnix.ru/ru/technologies (accessed: 25.08.2013).

13. AMBA Specification rev. 2.0, May 99, IHI 0011A, ARM Ltd. Available at http://www.arm.com (accessed: 25.08.2013).

14. GRLIB IP Library User's Manual. Aeroflex Gaisler. 2010. p. 78.

15. M. Y. Hsiao. A Class of Optimal Minimum Odd-Weight-Column SEC-DED Codes. *IBM J. Res. Develop.* 1970. no 14, p. 395–401.

© Чекмарёв С. А., 2014

Раздел
Part
2

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

AVIATION AND SPACE-ROCKET ENGINEERING

УДК 629.78:629.036:629.7.036.72:629.7.036.73

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 140–146

ПРЕДПОСЫЛКИ И ПЕРСПЕКТИВЫ СОЗДАНИЯ ПОЛНОСТЬЮ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ РАБОТЫ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ

А. А. Внуков, Е. И. Рвачёва

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: VnukovAlx@yandex.ru

В связи с увеличением спроса на космические аппараты, способные при сравнительно малой стартовой массе выводиться на геостационарную орбиту с помощью ракет-носителей, не оборудованных разгонными блоками, а также тенденцией использования ракет среднего класса для группового запуска геостационарных спутников, мировые разработчики космических аппаратов стремятся сократить запасы топлива для апогейного манёвра, заменяя привычные двухкомпонентные химические двигатели электрореактивными либо комбинируя их. Однако предлагаемые схемы полностью электрореактивных систем реактивного движения имеют явные недостатки, обусловленные необходимостью поиска компромисса между высоким электропотреблением электростатических или электромагнитных двигателей и низким удельным импульсом электронагревных двигателей, а также сложностями, связанными с длительным нахождением космического аппарата в зоне радиационных поясов Земли при его переводе с переходной на рабочую орбиту с помощью электрореактивных двигателей, что отрицательно сказывается на его надёжности и ухудшает массовую эффективность аппаратуры космического аппарата. Рассмотрены различные концепции полностью электрореактивных платформ для космических аппаратов на геостационарной орбите и проведён сравнительный анализ этих концепций с существующей комбинированной схемой, применяемой для космических аппаратов разработки ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Обосновано конкурентное преимущество комбинированной системы реактивного движения производства ОАО «ИСС» перед перспективными полностью электрореактивными системами реактивного движения. Однако в связи с невозможностью использовать для запуска спутников, оборудованных комбинированной системой реактивного движения разработки ОАО «ИСС», на геостационарную орбиту с помощью зарубежных ракет-носителей, не оснащённых разгонными блоками, возникает необходимость применять в составе космического аппарата апогейную установку, способную обеспечить подъём перигея переходной орбиты до высоты, исключающей попадание космического аппарата в зону радиационных поясов Земли. Приведены возможные массовые характеристики космического аппарата среднего класса, использующего электрореактивную схему довыведения и совместимого с зарубежными ракетами-носителями. Определены основные направления развития систем полностью электрореактивного движения, связанные, в первую очередь, с используемыми схемами перевода космических аппаратов с переходной орбиты на геостационарную орбиту.

Ключевые слова: космический аппарат, система коррекции, система ориентации, электрореактивный двигатель, двигатель ориентации на ксеноне, двигатель ориентации на гидразине.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 140–146

BACKGROUNDS AND TRENDS OF ALL-ELECTRIC PROPULSION GEOSTATIONARY SATELLITES CREATION

A. A. Vnukov, E. I. Rvacheva

JSC “Information satellite systems” named after academician M. F. Reshetnev”
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
E-mail: VnukovAlx@yandex.ru

Due to the increasing of demand for spacecrafts, capable, at a relatively low launch mass, being injected into geostationary orbit by the launch vehicles is not equipped with apogee upper stage, as well as due to the trend of using middle class launch vehicles for the group launch of geostationary satellites, spacecraft manufacturers worldwide seek capabilities for reducing of fuel reserves for apogee maneuver, replacing the usual two-component chemical engines by the electric thrusters or combining them. However, the proposed schemes of all-electric propulsion systems have obvious disadvantages, due to the need of finding a compromise between the high power consumption of electrostatic or electromagnetic thrusters and low specific impulse resistojets, as well as the difficulties associated with the long-term presence in the area of Van-Allen radiation belts during his transfer to the operational orbit using electric thrusters,

which negatively affects its reliability and degrades the mass efficiency of spacecraft equipment. In this paper the authors consider a different concept of all-electric propulsion platforms for spacecraft in geostationary orbit and provides a comparative analysis of these concepts with the existing combination shemes used for spacecrafts of JSC "Academician M.F. Reshetnev "Information Satellite Systems". Competitive advantage of the combined system of jet propulsion produced by JSC «ISS» over the prospective all-electric propulsion systems is justified. However, due to the impossibility to use for launching satellites with a JSC «ISS»'s combined propulsion system into geostationary orbit using foreign launch vehicles not equipped with apogee upper stage, there is a need to apply as part of the spacecraft apogee engine that capable of providing increase of the transfer orbit perigee to an altitude preventing from the spacecraft presence in the area of Van-Allen radiation belts. The feasible mass performances of a middle-class satellite with hybrid orbit transfer propulsion system and compatible with foreign launchers are assigned. The main trends of all-electric propulsion systems development, associated primarily with the transfer scheme, used by different spacecrafts for injection in geostationary orbit are specified.

Keywords: spacecraft, propulsion system, attitude control system, electric thruster, xenon attitude control thruster, hydrazine attitude control thruster.

Введение. В настоящее время, когда масса запускаемых космических аппаратов неуклонно растет, а возможности средств выведения остаются на прежнем уровне и даже имеют тенденцию к ухудшению (Falcon-9, Ariane-6), вопрос повышения массовой эффективности платформы для космических аппаратов на геостационарной орбите приобретают особую актуальность.

13 марта 2012 года корпорация «Боинг» сообщила о заключении контракта со спутниковыми операторами Asia Broadcast Satellite, Гонконг, и Satmex, Мексика (в 2013 году Satmex был куплен спутниковым оператором Eutelsat), на изготовление и запуск на РН Falcon-9v1.1 четырёх спутников на базе новой, полностью электрореактивной платформы Boeing-702SP [1]. 15 октября 2013 года Европейское космическое агентство заключило в рамках программы ARTES 33 партнёрское соглашение со спутниковым оператором SES (Люксембург) о совместном финансировании разработки полностью электрореактивного КА Electra [2]. Основным подрядчиком выбрана компания OHB System AG (Германия). Первоначально предполагалось разработать под КА Electra собственную платформу, однако в связи с возникшими техническими трудностями решено отказаться от разработки новой платформы в пользу модернизации платформы SmallGEO, работа над которой ведётся с 2009 года [3].

Впоследствии о намерении изготовить полностью электрореактивные космические аппараты заявили фирмы Dauria Aerospace [4] и Airbus Defense and Space [5; 6], а 8 сентября 2014 года компания Lockheed Martin опубликовала пресс-релиз [7] о проведении модернизации спутниковой платформы A2100, где в числе прочих нововведений указана возможность создания полностью электрореактивного КА на базе этой платформы.

Под термином «полностью электрореактивный космический аппарат» (all-electric propulsion spacecraft) понимается такой космический аппарат, в системе реактивного движения которого отсутствуют химические двигатели, использующие для генерации реактивной тяги внутреннюю химическую энергию топлива.

Сводные данные о контрактах на полностью электрореактивные платформы приведены в табл. 1.

В данной работе авторами проведён сравнительный анализ существующих концепций полностью электрореактивных космических аппаратов с квалифицированной комбинированной схемой системы реактивного движения, используемой в космических аппаратах разработки ОАО «ИСС».

1. Предпосылки создания полностью электрореактивных космических аппаратов. В связи с дороговизной зарубежных ракет-носителей тяжёлого класса, широкое распространение получила схема запуска геостационарных космических аппаратов американского и европейского производства с помощью ракет-носителей среднего класса на переходную орбиту с перигеем порядка 200 км, апогеем от 36000 до 90000 км, с последующим переводом на геостационарную орбиту с помощью апогейного химического двухкомпонентного двигателя, являющегося составной частью системы коррекции космического аппарата [8]. В качестве топлива для апогейного двигателя используется топливная пара монометилгидразин – смесь оксидов азота. После завершения этапа выведения космического аппарата на геостационарную орбиту эта же топливная пара используется для работы двигателей ориентации. В связи с тем, что двухкомпонентные химические двигатели обладают низким удельным импульсом, масса топлива для них составляет от 30 до 50 % от стартовой массы космического аппарата [9; 10]. Поскольку стоимость запуска одного килограмма полезного груза на геопереходную орбиту в настоящее время варьируется от 12500 до 26500 долл., а также учитывая возросшую конкуренцию между разработчиками космических аппаратов (чему способствует в том числе активное продвижение на международный рынок российских и китайских компаний), лидеры космической промышленности активно работают над снижением стартовой массы геостационарных спутников, в первую очередь, за счёт уменьшения доли топлива в стартовой массе КА. Однако концепция построения системы коррекции остаётся прежней: для двигателя довыведения и для двигателей ориентации предполагается использовать единую топливную систему, при этом в качестве рабочего тела для двигателей коррекции рассматривается хорошо изученное и имеющее большой опыт лётного применения вещество – ксенон.

Таблица 1

Контракты на создание полностью электрореактивных КА

КА	ABS-3A, Satmex-7	Electra	NexStar	SES-12	Eutelsat 172B
Стартовая масса, кг	2000	3000	1250	5300	3500
Мощность СЭП, Вт	10000	12000	3000	19000	13000
Дата заключения контракта	13.03.12	15.10.13	15.07.14	04.09.14	31.07.14
Дата предполагаемого запуска на орбиту	конец 2015 г.	2018 г.	конец 2017 г.	2017 г.	

Российские разработчики для выведения геостационарных космических аппаратов используют ракеты-носители, оборудованные разгонным блоком, способным осуществить необходимые манёвры для перевода КА с геопереходной на геостационарную орбиту. Поэтому в системе реактивного движения КА разработки ОАО «ИСС» отсутствует апогейный химический двигатель, а задачи начальной ориентации решаются с помощью однокомпонентных электротермокаталитических двигателей, использующих в качестве топлива гидразин. Однако возросшая за последнее время конкуренция между производителями ракет-носителей, в частности, успешная лётная квалификация сравнительно недорогой РН Falcon-9 и планы по созданию РН Ariane-6, также обладающей низкой стоимостью, ведёт к «перекосу» рынка средств выведения в пользу ракет, выводящих полезную нагрузку на геопереходную орбиту с низким перигеем. Это, в свою очередь, не позволяет космическим аппаратам, не имеющим собственного апогейного двигателя, успешно конкурировать на мировом рынке. Поэтому перед отечественными разработчиками геостационарных космических аппаратов стоит задача обеспечить переход с орбиты с низким перигеем на геостационарную орбиту силами собственных двигателей космического аппарата.

2. Полностью электрореактивная система реактивного движения на ксеноне. Перспектива использования ксенона в качестве рабочего тела для двигателей системы коррекции и системы ориентации, впервые опробованная в составе унифицированной космической платформы на спутнике связи «Ямал-100» [11; 12], является лейтмотивом разработки новейших спутниковых платформ. В первую очередь, это связано с высоким интересом и имеющимся опытом [13] по использованию электрореактивных двигателей на ксеноне для довыведения космических аппаратов на геостационарную орбиту. В сложившейся практике для довыведения и для ориентации зарубежных космических аппаратов используются двигатели, работающие на одном виде топлива и, соответственно, топливная система с общим баком.

Фирма Boeing предлагает комбинацию из четырёх двигателей XIPS-25 (Xenon Ion Propulsion System, двигатели диаметром 25 см) собственной разработки, установленных в карданном подвесе. Такая компоновка позволяет минимизировать массу двигательной установки системы реактивного движения за счёт использования двигателей XIPS-25 как для задач довыведения и коррекции орбиты, так и для задач разгрузки маховиков системы ориентации. Это даёт существенную экономию рабочего тела – масса ксенона, требуемого для решения задач системы ориентации измеряется единицами килограммов. Однако большая электрическая мощность, требуемая для работы ионных электростатических двигателей XIPS (от 2 до 4,5 кВт, в зависимости от величины требуемой тяги) [14] приводит к тому, что доля энергии, генерируемой солнечными батареями, которая направляется на работу полезной нагрузки, существенно снижается. Так, для платформы B-702SP из 12 кВт, генерируемых солнечными батареями, на непрерывную работу полезной нагрузки выделяется только 3,5 кВт, что составляет примерно 30 %, в то время как в аппаратах разработки ОАО «ИСС» эта доля может достигать 80 %. Кроме того, данная схема полностью электрореактивной системы реактивного движения накладывает ограничения на организацию режима живучести, что требует использования высоконадёжного функционирования бортового комплекса управления и в целом снижает надёжность функционирования всего космического аппарата.

Европейское космическое агентство в качестве концепции полностью электрореактивного космического аппарата рассматривает комбинацию плазменного или ионного двигателя довыведения и коррекции и электронагревных двигателей ориентации, работающих на ксеноне. Характеристики электронагревных двигателей [15] на примере двигателя XR-150 разработки компании Alta SpA (Италия) представлены в табл. 2.

Таблица 2

Основные характеристики двигателя XR-150

Масса, кг	0,22
Потребляемая мощность, Вт	≤ 95
Тяга, мН	250
Удельный импульс, с	65
Суммарный импульс, Н·с	≤ 180000

Для обеспечения требуемых точностей ориентации космического аппарата массой до 2000 кг в течение 15 лет функционирования на орбите требуется суммарный импульс порядка 60500 Н·с. Масса $m_{рт}$ рабочего тела, необходимого для генерации требуемого суммарного импульса, определяется выражением:

$$m_{рт} = I_{\Sigma} / I_{уд}, \quad (1)$$

где I_{Σ} – суммарный импульс, Н·с; $I_{уд}$ – удельный импульс, м/с.

Из уравнения (1) определяем, что для работы системы ориентации и стабилизации на двигателях

XR-150 требуется ≈ 95 кг рабочего тела. При восьмидвигательной схеме обеспечения ориентации затраты массы на оборудование космического аппарата двигателями XR-150 составят 8·1 = 8 кг (принимаем массу одного двигательного блока, состоящего из двух двигателей и радиатора, равной 1 кг). Массой бака рабочего тела пренебрегаем, полагая, что рабочее тело для системы ориентации будет храниться в баке рабочего тела системы коррекции. Суммарные затраты массы на оборудование космического аппарата системой ориентации с двигательной установкой на базе двигателей XR-150 составляют около 103 кг.

3. Комбинированная система реактивного движения на ксеноне и гидразине. С 1982 года на аппаратах разработки ОАО «ИСС» в качестве штатной системы ориентации используется система ориентации с электротермокаталитическими двигателями, использующими в качестве рабочего тела гидразин [12; 16]. В качестве двигателей ориентации на спутниках разработки ОАО «ИСС» применяются электротермокаталитические двигатели К50-10.1 [17] разработки ОКБ «Факел», г. Калининград. Их характеристики приведены в табл. 3.

Таблица 3

Основные характеристики двигателя К50-10.1

Масса, кг	0,3
Потребляемая мощность, Вт	4
Тяга, мН	540–96
Удельный импульс, с	220
Суммарный импульс, Н·с	≤ 112500

Для обеспечения срока активного существования 15 лет для КА массой 2000 кг, согласно уравнению (1) потребуется ≈ 28 кг гидразина. При этом система ориентации построена по восьмидвигательной схеме, соответственно, требуется восемь резервированных двигательных блоков, по два двигателя в каждом. Масса одного блока составляет 1,55 кг, масса бака для хранения и подачи гидразина (с учётом массы теплоизоляции и нагревателей) – 13,5 кг, масса азота для наддува – 0,2 кг. Затраты массы на оборудование КА системой ориентации на термокаталитических двигателях составят 54,1 кг.

Таким образом, система реактивного движения существующих платформ ОАО «ИСС», использующая в качестве рабочего тела для генерации реактивной тяги как ксенон, так и гидразин, обладает лучшими удельными массовыми и энергетическими характеристиками по сравнению с системой реактивного движения полностью электрореактивных зарубежных КА, использующих в качестве двигателей ориентации электронагревные двигатели на ксеноне. Кроме того, проигрывая по массе системе реактивного движения, использующей в качестве двигателей ориентации электростатические двигатели, комбинированная система разработки ОАО «ИСС» выигрывает у неё по критерию минимизации потребляемой мощности.

4. Схема выведения на геостационарную орбиту полностью электрореактивного КА. При разработке полностью электрореактивного космического аппарата ключевой проблемой является выведение его на геостационарную орбиту. Современные коммерческие ракеты-носители не имеют в своём составе разгонных блоков или двигателей многократного включения, способных вывести КА напрямую на ГСО или на геопереходную орбиту с высоким перигеем. Стандартная геопереходная орбита характеризуется высотой перигея, равной 250 км, высотой апогея, равной 36000 км, и наклонением, равным широте точки старта. При этом с точки зрения надёжности функционирования космического аппарата критичным является время его нахождения в зоне радиационных поясов Земли, располагающихся на высотах от 1000 до 10000 км. Высокий удельный импульс стационарных плазменных (холловских) или ионных электрореактивных двигателей позволяет значительно уменьшить количество рабочего тела, необходимого для перевода КА с промежуточной на геостационарную орбиту [18], однако малая тяга таких двигателей ведёт к увеличению времени нахождения спутника в зоне радиационных поясов Земли, что может негативно сказаться на надёжности функционирования систем космического аппарата и в общем случае привести к сокращению гарантийного срока активного существования.

Эта проблема может быть решена за счёт использования комбинированной схемы довыведения, заключающейся в выведении КА на промежуточную орбиту с низким перигеем, увеличении высоты перигея промежуточной орбиты до значения, превышающего высоту зон радиационных поясов Земли, и дальнейшем довыведении на ГСО с использованием электромагнитных или электростатических двигателей. В патенте компании SSL [19] для такой схемы довыведения предлагается использовать комбинацию из двухкомпонентной химической двигательной установки и электрореактивной двигательной установки. В целом такая схема может быть названа оптимальной, и по этой схеме ведут работы компании OHB System (Германия), Airbus Defense & Space (Европа) и SSL (США).

Необходимым условием для успешного перевода КА на геостационарную орбиту с помощью электрореактивных двигателей малой тяги является равенство суткам периода обращения промежуточной орбиты. В соответствии с третьим законом Кеплера это условие выполняется в случае равенства большой полуоси промежуточной орбиты большой полуоси геостационарной орбиты (42164 км). Задаваясь значением перигея промежуточной орбиты, равным 10000 км (верхняя граница радиационных поясов Земли), получаем апогей промежуточной орбиты, равный 61584 км. Таким образом, выведение на ГСО полностью электрореактивного космического аппарата заключается в последовательной реализации трёх этапов работы КА:

– выведение КА с помощью РН на промежуточную орбиту с высотой перигея 200–250 км и высотой апогея 61584 км;

– подъём высоты перигея промежуточной орбиты до уровня 10000 км с помощью химических двигателей большой тяги;

– перевод КА на ГСО с помощью стационарных плазменных или ионных ЭРД.

Результаты предварительных расчётов показывают, что для успешного выведения на ГСО космического аппарата среднего класса (массой на рабочей орбите до 2200 кг) с помощью комбинации двухкомпонентного химического и стационарных плазменных электрореактивных двигателей достаточно не более 1100 кг топлива для химического двигателя и не более 200 кг ксенона. При этом стартовая масса КА составит не более 3700 кг, что позволяет использовать для выведения полезной нагрузки такие зарубежные коммерческие ракеты-носители, как Ariane-5, Falcon-9, Long March-3BE и H2A202.

Заключение. Возможности реализации полностью электрореактивной системы реактивного движения в основном ограничиваются необходимостью минимизации времени довыведения КА с геопереходной на геостационарную орбиту. Использование для этих задач электростатических или электромагнитных реактивных двигателей требует дополнительной радиационной защиты приборов космического аппарата, при этом длительность довыведения составляет от шести до восьми месяцев.

Поэтому наиболее вероятным направлением развития перспективных космических платформ будет являться комбинированная система реактивного движения, позволяющая выводить КА на геопереходную орбиту с перигеем, исключающим длительное нахождение аппарата в зоне радиационных поясов, с последующим довыведением с помощью электрореактивных двигателей.

В настоящее время ОАО «ИСС» обладает технологиями изготовления и опытом эксплуатации современных платформ для спутников связи и телевещания на ГСО, оборудованных комбинированной системой реактивного движения. Используемая на аппаратах ОАО «ИСС» комбинация двигателей (ксеноновых стационарных плазменных – для задач коррекции орбиты и гидразиновых электротермокаталитических – для задач ориентации КА) превосходит разрабатываемую сейчас за рубежом схему полностью электрореактивных космических аппаратов, в которой для двигателей коррекции и ориентации используется один вид рабочего тела – ксенон, как по критерию массовой эффективности, так и по критерию минимизации энергопотребления. Однако отсутствие в составе космических аппаратов разработки ОАО «ИСС» апогейного двигателя понижает их конкурентоспособность на мировом рынке, что связано с невозможностью выведения таких спутников на зарубежных ракетах-носителях, не оборудованных разгонными блоками.

Проведённые расчёты также показали теоретическую возможность модернизации существующей системы реактивного движения спутниковых платформ ОАО «ИСС», путём установки двухкомпонентного химического апогейного двигателя, для задачи довыведения космических аппаратов с геопереходной орбиты с низким перигеем, обеспечиваемой различными коммерческими ракетами-носителями, на геостационарную орбиту.

Библиографические ссылки

1. Peter B. de Selding. New Boeing Satellite Platform Drawing Lots of Customer Interest [Электронный ресурс]. URL: http://www.spacenews.com/article/satellite-telecom/34454new-boeing-satellite-platform-drawing-lots-of-customer-interest (дата обращения: 19.06.2014).
2. Peter B. de Selding. SES Partners with European Space Agency, OHB To Build All-electric Satellite [Электронный ресурс]. URL: http://www.spacenews.com/article/satellite-telecom/37714ses-partners-with-european-space-agency-ohb-to-build-all-electric (дата обращения: 19.06.2014).
3. SmallGEO FLEX Platform. Highly efficient all electric geostationary platform for telecommunication [Электронный ресурс]. URL: https://www.ohb-system.de/tl_files/system/pdf/OHB_Plattformbroschuere_SmallGEO_Electra.pdf (дата обращения: 19.06.2014).
4. Peter B. de Selding. News from the Farnborough International Airshow. Dauria Aerospace To Build Two Lightweight Telecom Satellites for Indo-U.S. Venture [Электронный ресурс]. URL: http://www.spacenews. com/article/satellite-telecom/41295news-from-the-farnborough-international-airshow-dauria-aerospace-to (дата обращения: 20.08.2014).
5. Airbus Defence and Space to build EUTELSAT 172B, first European satellite to perform electric orbit raising [Электронный ресурс]. URL: http://www.space-airbusds.com/en/press_centre/airbus-defence-and-space-to-build-eutelsat-172b-first-european-satellite-to.html (дата обращения: 12.09.2014).
6. Airbus Defence and Space to build new telecommunications satellite for US operator EchoStar [Электронный ресурс]. URL: http://www.space-airbusds.com/en/press_centre/ airbus-defence-and-space-to-build-new-telecommunications-satellite-for-us.html (дата обращения: 12.09.2014).
7. Lockheed Martin Unveils Major Capability Upgrades to Proven A2100 Satellite Platform [Электронный ресурс]. URL: http://www.lockheedmartin.com/us/news/press-releases/2014/september/0908-ss-a2100.html (дата обращения: 12.09.2014).
8. Spacecraft transfer orbit techniques : пат. 8763957 США : МПК B 64 G 1/10 / Higham John, Scott Tilley ; заявитель Space Systems/Loral, Inc., патентообладатель Space Systems/Loral, LLC. № 13/647207 ; заявл. 08.10.12 ; опубл. 01.07.14. 9 с. : ил.
9. Inmarsat-5 specifications [Электронный ресурс]. URL: http://www.boeing.com/ boeing/defense-space/space/bss/factsheets/702/Inmarsat-5/Inmarsat-5.page (дата обращения: 19.06.2014).
10. Alphabus_factsheet [Электронный ресурс]. URL: http://esamultimedia.esa.int/docs/ technology/Alphabus_factsheet.pdf (дата обращения: 19.06.2014).

11. Универсальная космическая платформа [Электронный ресурс]. URL: http://www.energia.ru/ru/automatic/usp.html (дата обращения: 19.06.2014).

12. Testoedov N. A., Yakimov E. N., Ermoshkin Yu. M. [et al.] Overview of electric propulsion activity in Russia // In 30th International Electric Propulsion Conference (September 17–20, 2007, Florence).

13. Busek's Hall Effect Thruster Technology saves Air Force AEHF satellite [Электронный ресурс]. URL: http://busek.com/news__201203__aehf.htm (дата обращения: 19.06.2014).

14. Goebel D. [et al.] Evaluation of 25-cm XIPS© Thruster Life for Deep Space Mission Application // материалы 31-й Междунар. конф. по электрореактивному движению. США, 2009.

15. Resistojet Propulsion System [Электронный ресурс]. URL: http://www.alta-space.com/uploads/file/brochures/Brochure_XR.pdf (дата обращения: 19.06.2014).

16. Якимов Е. Н., Ермошкин Ю. М., Волков Д. В. Применение двигательных установок ОКБ «Факел» в составе космических аппаратов ОАО «ИСС» // Электрореактивные системы ОКБ «Факел». Калининград, 2010. С. 113–119.

17. Продукция ОКБ «Факел». Двигатель К50-10.1 (летная модель) [Электронный ресурс]. URL: http://www.fakel-russia.com/k50-10.html (дата обращения: 19.06.2014).

18. Feuerborn S. A., Neary D. A., Perkins J. M. Finding a way: Boeing's "All Electric Propulsion Satellite" // материалы 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (14–17 июля 2013, г. Сан Хосе).

19. Practical orbit raising system and method for geosynchronous satellites : пат. 7113851 США : МПК B 64/G 1/10, G 06 F 19/00, G 06 F 169/00, G 01 N 15/08 / Walter Gelon, Ahmed Kamel, Darren Stratemeier, Sun Hur-Diaz. № 09/328911 ; заявл. 09.06.99 ; опубл. 26.09.06. 16 с. : ил.

References

1. Peter B. de Selding. New Boeing Satellite Platform Drawing Lots of Customer Interest. Available at: http://www.spacenews.com/article/satellite-telecom/34454 new-boeing-satellite-platform-drawing-lots-of-customer-interest (accessed 19.06.2014).

2. Peter B. de Selding. SES Partners with European Space Agency, OHB To Build All-electric Satellite. Available at: http://www.spacenews.com/article/satellite-telecom/37714ses-partners-with-european-space-agency-ohb-to-build-all-electric (дата обращения: 19.06.2014).

3. SmallGEO FLEX Platform. Highly efficient all electric geostationary platform for telecommunication. Available at: https://www.ohb-system.de/tl_files/system/pdf/ OHB_Plattformbroschuere_SmallGEO_Electra.pdf (accessed 19.06.2014).

4. Peter B. de Selding. News from the Farnborough International Airshow. Dauria Aerospace To Build Two Lightweight Telecom Satellites for Indo-U.S. Venture. Available at: http://www.spacenews.com/article/satellite-telecom/41295news-from-the-farnborough-international-airshow-dauria-aerospace-to (accessed 19.06.2014).

5. Airbus Defence and Space to build EUTELSAT 172B, first European satellite to perform electric orbit raising. Available at: http://www.space-airbusds.com/en/press_centre/ airbus-defence-and-space-to-build-eutelsat-172b-first-european-satellite-to.html (accessed 12.09.2014).

6. Airbus Defence and Space to build new telecommunications satellite for US operator EchoStar. Available at: http://www.space-airbusds.com/en/press_centre/airbus-defence-and-space-to-build-new-telecom-munications- satellite-for-us.html (accessed 12.09.2014).

7. Lockheed Martin Unveils Major Capability Upgrades to Proven A2100 Satellite Platform. Available at: http://www.lockheedmartin.com/us/news/press-releases/2014/ september/ 0908-ss-a2100.html (accessed 12.09.2014).

8. Higham J., Tilley S. Spacecraft transfer orbit techniques. Patent 8763957 USA, IPC B64G 1/10, applicant: Space Systems/Loral, Inc., assignee: Space Systems/Loral, LLC – appl. no. 13/647207, filed 08.10.12 date of patent 01.07.14 – 9 p.

9. Inmarsat-5 specifications. Available at: http://www.boeing.com/boeing/ defense-space/space/bss/factsheets/702/Inmarsat-5/Inmarsat-5.page (accessed 19.06.2014).

10. Alphabus_factsheet. Available at: http://esamultimedia.esa.int/docs/technology/ Alphabus_factsheet.pdf (accessed 19.06.2014).

11. *Universal'naja kosmicheskaja platforma* [Multipurpose space bus]. Available at: http://www.energia.ru/ru/automatic/usp.html (accessed 19.06.2014).

12. Testoedov N. A., Yakimov E. N., Ermoshkin Yu. M. [et al.] Overview of electric propulsion activity in Russia // In 30th International Electric Propulsion Conference (September 17–20, 2007, Florence).

13. Busek's Hall Effect Thruster Technology saves Air Force AEHF satellite. Available at: http://busek.com/news__201203__aehf.htm (accessed 19.06.2014).

14. Goebel, D., Polk, J., Sandler, I., Mikellides, I., Brophy, J., Tighe, W. and Chien. K., "Evaluation of 25-cm XIPS© Thruster Life for Deep Space Mission Application", *In 31th International Electric Propulsion Conference*, USA, 2009.

15. Resistojet Propulsion System. Available at: http://www.alta-space.com/uploads/file/ brochures/Brochure_XR.pdf (accessed 19.06.2014).

16. Jakimov E. N., Ermoshkin Ju. M., Volkov D. V. [The application of EBD "Fakel" 's thrusters in the spacecraft bus of JSC "ISS"]. *Jelektroreaktivnye sistemy OKB* "*Fakel»*. Kaliningrad, 2010, p. 113–119.

17. *Produktsiya OKB* "*Fakel*". *Dvigatel' K50-10.1 (letnaya model')* [OKB "Fakel" 's production. Thruster K50-10.1 (flying model)] Available at: http://www.fakel-russia.com/k50-10.html (accessed 19.06.2014).

18. Feuerborn S. A., Neary D. A., Perkins J. M. Finding a way: Boeing's "All Electric Propulsion Satellite". In 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, *14-17 July 2013, San Jose*, USA.

19. Gelon, W., Kamel, A., Stratemeier, D., Hur-Diaz, S. Practical orbit raising system and method for geosynchronous satellites. Patent 7113851 USA: IPC B64/G 1/10, G06F 19/00, G06F 169/00, G01N 15/08 – appl. no. 09/328911, filed 09.06.99, date of patent 26.09.06, 16 p.

© Внуков А. А., Рвачёва Е. И., 2014

УДК 629.78.064:621.039.5

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 147–153

КОНТЕЙНЕР ДЛЯ ТРАНСПОРТИРОВКИ ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГОУСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В. В. Двирный[1], Г. В. Двирный[2], Г. Г. Крушенко[1, 3]

[1] Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: dvirnyi@mail.ru
[2] Сибирская пожарно-спасательная академия – филиал Санкт-Петербургского университета государственной противопожарной службы МЧС России
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Северная, 1
E-mail: dg1802@mail.ru
[3] Институт вычислительного моделирования СО РАН
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50
E-mail: genry@icm.krasn.ru

Основным источником энергоснабжения искусственных спутников Земли и космических аппаратов (КА) в настоящее время являются солнечные батареи (СБ). Однако они являются источниками тока с нелинейным и нестационарным внутренним сопротивлением. Кроме того, их характеристики в значительной степени изменяются в процессе эксплуатации: при выходе из тени Земли СБ генерируют максимальную энергию, которая с прогревом батареи уменьшается, а со временем СБ деградируют от воздействия ионизирующего излучения космического пространства. При этом также существуют сложности раскрытия и обеспечения требуемой ориентации. Наиболее высокоэффективным и стабильным источником энергии могут служить ядерные энергетические установки (ЯЭУ). Однако при этом важнейшим условием их применения является обеспечение радиационной безопасности при хранении в заводских условиях и транспортировке, для чего применяется транспортировочный контейнер. Представлена оригинальная конструкция контейнера для ЯЭУ КА, важнейшим элементом которого является металлорезиновый амортизатор, представляющий собой металлокомпозит, состоящий из металлической спирали, впрессованной в резину. Его назначение заключается в уменьшении амплитуды вибраций, что предотвращает контейнер от повреждений при транспортировке. С целью повышения физико-механических и эксплуатационных характеристик амортизатора в резину предварительно вводили нанопорошок углерода.

Ключевые слова: космические аппараты, солнечные батареи, ядерные энергетические установки, контейнер, металлорезиновый амортизатор.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 147–153

CONTAINER FOR TRANSPORTATION OF THE NUCLEAR ENERGY INSTALLATION OF A SPACE VEHICLE

V. V. Dvirnyi[1], G. V. Dvirnyi[2], G. G. Krushenko[1, 3]

[1] Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation
E-mail: dvirnyi@mail.ru
[2] Siberian fire and rescue academy – branch of Saint-Petersburg university of State fire service of EMERCOM of Russia
1, Severnaya Av., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
E-mail: dg1802@mail.ru
[3] Institute Computational Modeling SB RAS
50, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation
E-mail: genry@icm.krasn.ru

Nowadays the main power supply sources of artificial space satellites of the Earth and space vehicles (SV) are solar batteries (SB). However it is a source of power with nonlinear and unsteady internal resistance. Besides, their characteristics are to a great extent changed in operational process – SB generate maximum energy coming out of shadow of the Earth which decreases with battery warming-up. Further SB degrade by the influence of space ionizing

radiation. At that there are also the difficulties with opening and supplying the demanded orientation. The most effective and stable source of energy can be the nuclear installations (NI). However the most important condition for their use is supplying of radiation safety by the storage at factory conditions and transportation wherefore a transporting container is used. The original construction of the container for NI SV, the most important element of which is a metallic rubber shock-absorber that is a metallic composite consisted of metallic spiral pressed into rubber, is presented in the article. Its destination is in a decreasing of a vibration amplitude that prevents the container from damages during transportation. The nanopowder of carbon was previously introduced into rubber for increasing the physical-mechanical and operational characteristics of shock-absorber.

Keywords: space vehicles, solar batteries, nuclear installations, container, metallic-rubber shock-absorber, nanopowder of carbon.

Искусственные спутники Земли, а также космические аппараты (КА) являются длительно действующими летательными аппаратами (ЛА). Основным первичным источником их энергоснабжения в настоящее время являются солнечные батареи (СБ) [1]. Однако по своей физической природе СБ являются источниками тока с нелинейным и нестационарным внутренним сопротивлением. Кроме того, их характеристики в значительной степени изменяются в процессе эксплуатации: при выходе из тени Земли охлажденные СБ генерируют максимальную энергию, которая с прогревом батареи уменьшается, а со временем СБ деградируют от воздействия ионизирующего излучения космического пространства [2]. При этом также существуют сложности раскрытия и обеспечения требуемой ориентации СБ по отношению к Солнцу, что, например, убедительно показано в патенте РФ № 2509694 [3], текст которого представлен на 14-ти страницах, включая 3 страницы рисунков и математических выражений, а формула изобретения изложена в 55 строчках и заключатся в следующем (с сокращениями): «Способ управления ориентацией СБ КА с ограничением угла поворота СБ, заключающийся в том, что определяют заданный угол СБ как положение проекции единичного вектора направления на Солнце на плоскость вращения нормали к ее рабочей поверхности относительно связанных с КА осей координат, измеряют угловое положение нормали к рабочей поверхности СБ относительно связанных с КА осей координат в плоскости вращения СБ с точностью до дискретного сектора соответствующего датчика угла, определяют угловую скорость вращения СБ по времени пересечения СБ границы между дискретными секторами датчика угла, вычисляют расчетный угол относительно измеренного углового положения СБ как произведение угловой скорости СБ на время ее вращения, вращают СБ в направлении уменьшения рассогласования между заданным и расчетным углами, определяют угол разгона СБ и угол торможения, корректируют расчетный угол по измеренному угловому положению указанной нормали в моменты изменения значений датчика угла на величину одного дискретного сектора, задают порог срабатывания, при превышении которого формируется рассогласование между заданным и расчетными углами как:

$$(\alpha_{разг} + \alpha_{торм}) < \alpha_{ср} < \arccos \frac{I_{min}}{I_{max}},$$

где $\alpha_{ср}$ – порог срабатывания; $\alpha_{разг}$ – угол разгона СБ; $\alpha_{торм}$ – угол торможения СБ; I_{min} – минимально допустимый ток, вырабатываемый СБ; I_{max} – максимально возможный ток, вырабатываемый СБ…

…Присваивают заданному углу значение углового положения ближайшего к нему луча рабочего угла, если положение указанной выше проекции единичного вектора направления на Солнце находится вне рабочего угла, формируют сигнал отказа и прекращают управление СБ, если угловое положение нормали к рабочей поверхности СБ находится вне рабочего угла и при этом изменяется в направлении увеличения угла относительно ближайшего к нему луча рабочего угла».

Таким образом, в настоящее время существуют проблемы применения СБ в КА не только исходя из их «физической» и «механической» специфики, но и при том, что одной из основных тенденций развития ракетно-космической техники является рост эффективности энергетического обеспечения КА.

Анализ альтернативных источников энергии показал, что наиболее высокоэффективным и стабильным источником энергии могут служить ядерные энергетические установки (ЯЭУ) [4; 5]. И работы в этом направлении проводились как американскими, так и российскими научно-исследовательскими и производственными организациями [6].

Первой в мировой практике экспериментальной ЯЭУ стала разработанная по программе Systems for Nuclear Auxiliary Power [7] американская установка SNAP-10A (рис. 1), размещенная на космическом аппарате Snapshot, который был выведен на орбиту 3 апреля 1965 года. Электрическая мощность, обеспечиваемая термоэлектрическим преобразователем, составляла от 500 до 650 Вт. Реактор успешно проработал 43 дня.

Первый советский спутник типа «УС-А» с ЯЭУ был запущен 3 октября 1970 г. [6]. В качестве энергетической установки КА была использована ЯЭУ БЭС-5 (рис. 2) мощностью 3 кВт с термоэлектрическим преобразованием тепловой энергии. За время серийного производства спутников типа «УС-А» удалось увеличить срок активного существования изделий с 45 до 120 суток, а в дальнейшем до 300 суток, при этом были решены задачи по защите бортовой аппаратуры КА от радиационного воздействия ЯЭУ.

В настоящее время, по сообщению директора, генерального конструктора НИКИЭТ (ОАО «Ордена Ленина Научно-исследовательский и конструкторский институт энерготехники имени Н. А. Доллежаля») Ю. Г. Драгунова на состоявшейся в Обнинске

25–27 июня 2014 года конференции, посвященной 60-летию со дня пуска Обнинской АЭС, работы в этом направлении ведутся весьма успешно: к настоящему времени в НИКИЭТ в рамках проекта «Создание транспортно-энергетического модуля на основе ядерной энергодвигательной установки мегаваттного класса» [8] завершены испытания системы управления реактором ядерной энергодвигательной установки мегаваттного класса для космического использования.

Рис. 1. ЯЭУ SNAP-10A [7]

Однако при этом важнейшим условием применения КА с ЯЭУ является обеспечение радиационной безопасности [9; 10], в частности, этой проблеме уделена целая глава в фундаментальной монографии специалиста в этой области, генерального директора одного из ведущих разработчиков российской космической техники ФГУП «Конструкторское бюро «Арсенал» им. М. В. Фрунзе» [11] (гл. 4. Некоторые аспекты эксплуатации космических аппаратов с ядерными энергетическими установками; 4.1. Транспортировка и испытания КА с ядерными энергетическими установками на техническом комплексе; 4.5. Специальные требования к РКК для подготовки и запуска КА с ЯЭУ и вероятные последствия аварий при наземной эксплуатации КА с ЯЭУ и при выведении его на орбиту функционирования). В общем случае, транспортировке с завода-изготовителя на космический полигон предшествует хранение КА ЯЭУ в заводских условиях, для чего применяется транспортировочный контейнер.

В технической литературе представлено большое количество конструкций таких контейнеров, и работы в этом направлении продолжаются. Важное значение конструкции контейнера можно усмотреть, например, в описании к патенту США № 5438597 [12], изложенном на 18 стр., включая 10 рисунков, в котором в качестве прототипов рассмотрено 25 патентов США и 2 Японии.

Основываясь на анализе патентной и технической литературы, была разработана оригинальная конструкция контейнера для ЯЭУ КА [13], которая схематично представлена на рис. 3.

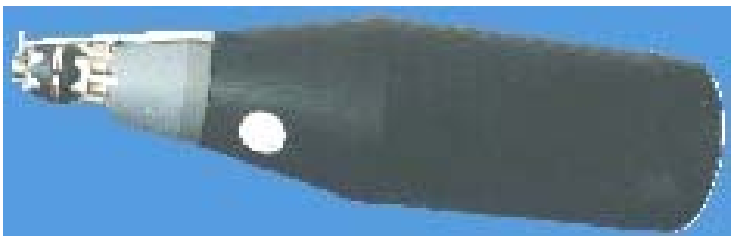


Рис. 2. ЯЭУ БЭС-5 [6]

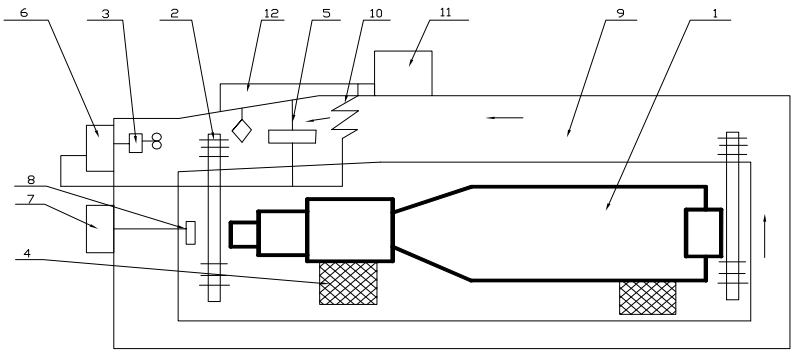


Рис. 3. Транспортировочный контейнер: *1* – ядерная энергетическая установка; *2* – термосифон; *3* – вентилятор; *4* – металлорезиновый амортизатор; *5* – датчик температуры; *6* – система управления температурным режимом; *7* – система поддержания давления азота; *8* – датчик давления; *9* – газовод; *10* – электронагреватель; *11* – энергетическая установка; *12* – компрессионная холодильная установка [13]

Внутри контейнера, заполненного азотом с давлением 1,2 кг/см^2, не содержатся подвижные части, а тепловой поток выносится в газовод *9* с помощью пассивных тепловых труб, выполненных в виде термосифонов *2*, где возврат теплоносителя (аммиак NH_3) осуществляется самотеком под действием силы тяжести. Необходимый нагрев для обеспечения температуры в контейнере выше +5 ºС (чтобы не замерз теплоноситель ЯЭУ – эвтектика Na–Ka) обеспечивается нагревателем *10* по сигналу датчика температуры *5*. Питание всех потребителей энергии осуществляется от энергетической установки *11*.

При необходимости охлаждение осуществляется вентилятором *3*, обдувающим оребренные конденсаторы термосифонов через испаритель холодильной машины *12*.

Система позволяет поддерживать температуру 20 ± 1 ºС, что является комфортными и безопасными условиями транспортировки ЯЭУ.

Система поддержания давления *7* азота внутри контейнера по сигналам датчика давления включает компрессор системы *7*, обеспечивая давление порядка 1,1…1,2 кг/см^2.

Радиационная защита контейнера выполнена с использованием материалов в виде конструкционных элементов по аналогии с описанными в патенте РФ № 2042984 [14]. Согласно описанию радиационная защита ЯЭУ содержит контейнер (рис. 4) в виде обечайки *1* с днищами *2* и *3*, заполненной монолитным гидридом лития *4*, смонтированные на днищах *2* и *3* узлы *5* крепления защиты с другими агрегатами ЯЭУ и силовые элементы *6* внутри монолита, скрепляющие узлы *5* между собой, а также установленные на обечайке узлы *7* крепления коммуникаций установки, на конической обечайке *1* выполнены расположенные вдоль ее образующих зиги *8*, а на внутренней ее поверхности в местах расположения узлов *7* установлены крепежные элементы *9*, выполненные в виде перфорированных профилированных ребер.

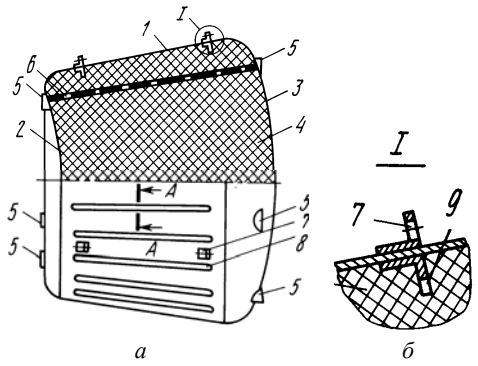


Рис. 4. Конструктивная схема радиационной защиты: *а* – общий вид; *б* – разрез по *I* [14]

С целью гарантии надежности космической техники в отношении устойчивости против механических воздействий проводятся специальные испытания [15], включающие испытания на действие статических, ударных и вибрационных нагрузок, куда входит и имитация нагрузок при транспортировании.

В этом отношении следует отметить, что важнейшим элементом конструкции контейнера является металлорезиновый амортизатор *4*, который представляет собой металлокомпозит, состоящий из металлической спирали, впрессованной в резину. Его назначение заключается в уменьшении амплитуды вибраций в широком диапазоне частот за счет трения на поверхностях спирали, что предотвращает контейнер от повреждений при транспортировке.

С целью повышения прочностных характеристик амортизатора в резину предварительно вводили нанопорошок углерода, который получали из природного скрытокристаллического графита по технологии [16], разработанной отделом инжиниринга минеральных ресурсов Ноттингемского университета [17], по которой графитовую руду с размерами кусочков порядка 10 мм вначале измельчали в щековой мельнице до размеров частиц менее 0,1 мм, удельная поверхность которых составляла 6 м^2/г, а дальнейшее измельчение производили в центробежно-планетарной мельнице при ускорении 40 *g*. При этом были подобраны, количественно оптимизированы и интеркалированы в межплоскостное пространство графитовых сеток соответствующие детергенты, которые в процессе обработки позволили разрушить графит, практически не разрушая графитовые сетки. Такое диспергирование графита не приводит к появлению низкомолекулярных соединений со свойствами смол или асфальтентов и поэтому только увеличивает удельную поверхность до 60…80 м^2/г при получении частиц графита со средним размером около 50 нм с содержанием углерода до 91,6 масс. %.

Измельчение с применением центробежно-планетарной мельницы сводится не только к диспергированию, но и к механоактивации измельчаемых частиц, что повышает их энергонасыщенность [18] в результате накопления структурных дефектов, увеличения кривизны поверхности и даже аморфизации кристаллов (в данном случае графита), что усиливает их химическую активность [19], а при использовании в изделиях – улучшает их физико-механические и, как следствие, эксплуатационные характеристики.

Полученный нанопорошок (НП) в количестве 5 масс. % вводили в состав «резиновой смеси» (каучук, технический углерод, кремниевая кислота, сера, масла и смолы, вулканизационные активаторы – по ГОСТ 5513–97 до 20 компонентов) взамен технического углерода и выполняли все технологические операции, связанные с производством протекторных резин [20], в результате чего получали резину, характеристики которой превышали таковые для обычной резины (см. таблицу) [21]. Причем присутствующие в объеме резины наночастицы углерода не только приводят к ее упрочнению [22], но и вследствие того, что важнейшей особенностью ультрадисперсных систем является их исключительно развитая поверхность, вблизи которой находится значительная доля атомов [23], наночастицы также вносят свой антивибрационный вклад за счет уменьшения амплитуды колебаний в результате возникновения эффекта трения на их поверхностях.

Влияние НП графита на свойства протекторных резин

Показатель	Резиновая смесь		
	Стандартный состав	С добавкой 5 масс. ч. нанопорошка графита	
		Величина	Прирост, %
Условное напряжение при 300%-ном удлинении, МПа	9,2	10,1	+9,78
Сопротивление многократному растяжению, 1000 циклов	80	103	+28,75
Сопротивление образованию трещин, 1000 циклов	219	283	+29,22

Полученные данные показывают, что введение нанопорошка природного графита в резину обеспечивает существенное повышение усталостной выносливости в различных режимах деформации. Этот факт следует рассматривать как имеющий большое практическое значение, поскольку упругогистерезисные и усталостные свойства резин во многом определяют эксплуатационные характеристики изготовляемых из них изделий.

Увеличение прочностных характеристик пластмассы было установлено в исследовании [24], выполненном в университете штата Огайо под руководством проф. Дж. Ланнутти (J. Lannutti). При этом в результате введения в пластмассы двуокиси кремния SiO_2 с размерами частиц до 50 нм их прочность повысилась в 3…4 раза в результате того, что плавящаяся пластмасса заполняет мельчайшие поринки в наночастицах, что создает прочные связи между атомами SiO_2 и пластмассой на большой площади поверхности. И нагрузка, воздействующая на нанопластмассу, делится в ее объеме на множество взаимодействий с наночастицами SiO_2. По мере продвижения трещины в композите она дробится на все меньшие и меньшие трещинки, пока материал не поглотит (рассеет – dissipated) энергию нагрузки. Авторы назвали разработанный способ синергетическим упрочнением или наномасштабным упрочнением. Разработанная нанопластмасса показала такую же теплостойкость, как и пластмассы с графитовыми волокнами, но выдерживали ударные нагрузки в 4…5 раз больше.

Полученные результаты совпадают на качественном уровне с данными, опубликованными известной в области производства и применения нанопорошков фирмой NaBond Technologies Co., Ltd. HONG KONG (also knwon as 納邦技術有限公司) [25], согласно которым в результате введения в резину нанопорошка кабида кремния SiC повышаются эксплуатационные характеристики изготовляемых из нее изделий, а также с данными работы [26], в которой описаны положительные эффекты от введения наночастиц оксида алюминия в металлорезиновые композиты, используемые для изготовления тормозных колодок, эксплуатация которых проходит в жестких условиях, включая вибрацию.

Библиографические ссылки

1. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения / СибГАУ. Красноярск, 2011. 488 с.
2. Токовый преобразователь энергии солнечной батареи в системе электропитания космических аппаратов / Ю. М. Казанцев [и др.] // Известия Томского политехнического ун-та. 2011. Т. 319. № 4. С. 148–153.
3. Пат. 2509694 Российская Федерация. С1 МПК B54G1/44. Способ управления ориентацией солнечной батареи космического аппарата с ограничением угла поворота солнечной батареи / Гордийко С. В., Бурдыгов Б. Г. Заявка № 2012150757/11 от 28.11.2012. Бюл. № 8. 2014.
4. Коротеев А. С., Акимов В. Н., Гафаров А. А. Создание и перспективы применения космической ядерной энергетики в России // Полет. 2008. № 7. С. 3–15.
5. Акатов А. А., Коряковский Ю. С. В космос – на атомной тяге. М. : Изд-во АНО «Информационный центр атомной отрасли», 2012. 24 с.
6. Карасев П. А. Ядерные энергетические установки в космосе // Атомная стратегия. 2007. № 4. С. 16–17.
7. Schmidt G. SNAP overwiew // General background. February 7. 2011. 78 p. URL; http://anstd.ans.org/NETS2011/Schmidt.pdf. (accessed 14.07.2014).
8. НИКИЭТ завершил испытания системы управления реактором космической ЯЭДУ. [Электронный ресурс]. UFL: http://www. sdelanounas.ru/blogs/50847/ (дата обращения: 14.07.2014).
9. Moracho Ramirez M. J. Nuclear installation safety: International Atomic Energy Agency (IAEA) training programmes, materials and resources. Appendix 3. Infrastructure and Methodologies for the Justification of Nuclear Power Programmes. 2012. P. 919–933.
10. Launius R. D. Reacting to nuclear power systems in space: American public protests over outer planetary probes since the 1980s // Acta Astronautica. 2014. Vol. 96. P. 188–200.
11. Романов А. В. Теория комплексной оптимизации проектирования космических аппаратов с ядерными термоэмиссионными энергетическими установками. СПб. : ООО «НПО «Профессионал», 2010. 474 с.
12. US Patent 5,438,597 Container for transportation and storage of spent nuclear fuel Appl. № 131,971. Oct. 8, 1993. Int, Cl.^{6} G21F 5/012 / Robert A. Lehnert, Robert D. Quinn, Steven E. Sisley, Brandon D. Thomas. Date of Patent August 1, 1995.
13. Возможность применения ядерных энергетических установок в космических аппаратах и проблемы транспортировки / В. В. Двирный [и др.] // Интеллект и наука : Тр. XIII Междунар. молодежной науч. конф. Железногорск, 2013. С. 11–12.
14. Пат. 2042984 Российская Федерация. С1 МПК^6 G21D1/00. Тепловая радиационная защита космической ядерной энергетической установки / Воробьев А. С., Галкин А. Я., Дубинин А. А. и др. Заявка № 5067111/23 от 15.09.1992. Опубл. 27.08.1995.

15. Введенский Н. Ю., Пустобаев М. В. Анализ отработки космической техники на механические воздействия в США, ЕС и РФ // Вопросы электромеханики. 2012. Т. 130, № 5. С. 19–26.

16. Обогащение графитовой руды Курейского месторождения / О. М. Смирнов [и др.] // Обогащение руд, 1999. № 1–2. С. 19–22.

17. Preliminary Jameson cell flotation testing of Siberian graphite samples // Report prepared for B. Coope and Association Industrial Mineral Consulting / Department of Mineral Resources Engineering University Nottingham. 1993. 11 p.

18. Болдырев В. В. Механохимия и механическая активация твердых веществ // Успехи химии, 2006. Т. 75, № 3. С. 203–216.

19. Butyagin P. Yu., Pavlichev I. K. Determination of energy yield mechanochemical reactions // Reactivity of Solids. 1986. Vol. 1, Iss. 4. P. 361–372.

20. Опыт использования ультрадисперсного порошка природного скрытокристаллического графита в протекторных резинах / В. А. Полубояров [и др.] // Ультрадисперсные порошки, материалы и наноструктуры : Материалы межрегион. конф. Красноярск : КГТУ, 1996. С. 155–156.

21. Новые возможности использования графитовой руды Курейского месторождения / Г. Г. Крушенко [и др.] // Обогащение руд, 1999. № 5. С. 7–8.

22. Упрочнение металлических, полимерных и эластомерных материалов ультрадисперсными порошками плазмохимического синтеза / М. Ф. Жуков [и др.]. Новосибирск. 1999. 312 с.

23. Зубов В. И. Об особенностях термодинамики ультрадисперсных систем // Физикохимия ультрадисперсных систем : Материалы IV Всерос. конф. М. : МИФИ, 1998. С. 23–26.

24. Toughening at nanoscale makes plastics suitable for aircraft use. Materials Today. 2000. Iss. 3. P. 8.

25. NaBond Technologies Co., Ltd. HONG KONG (also knwon as 納邦技術有限公司). URL: http://www.nabond.com/contact.htm.

26. Effects of epoxidized natural rubber–alumina nanoparticles (ENRAN) composites in semi-metallic brake friction materials / A. Almaslow [et al.]. Wear. 2013. Vol. 302, Iss. 1–2. P. 1392–1396.

References

1. Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovanija kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespechenija* [Principles of design of spacecraft information support]. Krasnojarsk, SibGAU Publ., 2011. 488 p.

2. Kazancev Ju. M., Gordeev K. G., Lekarev A. F. et al. [Current transformer with solar energy in the power system space appartition]. *Izvestija Tomskogo politekhnicheskogo universiteta*. 2011. vol. 319. no. 4. p. 148–153 (In Russ.).

3. Gordijko S. V., Burdygov B. G. *Sposob upravlenija orientatsiej solnechnoj batarei kosmicheskogo apparata s ogranicheniem ugla povorota solnechnoj batarei.* [Method of control over spacecraft solar battery orientation with limitation of solar battery turn angle]. Patent RF no. 2509694, 2014.

4. Koroteev A. S., Akimov V. N., Gafarov A. A. [Creation and prospects of application space nuclear power engineering in Russia]. *Polet.* 2008, no. 7, p. 3–15 (In Russ.).

5. Akatov A. A., Korjakovskij Ju. S. *V kosmos – na Atomnoj tjage* [In the space on a nuclear-powered]. Moscow, Informatsionnyj tsentr atomnoj otrasli Publ., 2012, 24 p.

6. Karasev P. A. [Nuclear power installations in space]. *Atomnaja strategija*. 2007, no. 4, p. 16–17 (In Russ.).

7. Schmidt G. SNAP overwiew. General background. February 7. 2011. 78 p. Available at: http://anstd.ans.org/NETS2011/Schmidt.pdf (accessed 14.07.2014).

8. SRDIT has completed the testing of the control system reactor space NPPS. Available at: http://www.sdelanounas.ru/blogs/50847/ (accessed 14.07.2014).

9. Moracho Ramirez M. J. Nuclear installation safety: International Atomic Energy Agency (IAEA) training programmes, materials and resources. Appendix 3. Infrastructure and Methodologies for the Justification of Nuclear Power Programmes, 2012. P. 919–933.

10. Launius R. D. Reacting to nuclear power systems in space: American public protests over outer planetary probes since the 1980. *Acta Astronautica,* March–April 2014. Vol. 96. P. 188–200.

11. Romanov A. V. *Teorija kompleksnoj optimizatsii proektirovanija kosmicheskikh apparatov s jadernymi termojemissionnymi jenergeticheskimi ustanovkami* [Theory of complex optimization of design of spacecraft with nuclear thermal emission power installations]. SPb., OOO “NPO “Professional” Publ., 2010, 474 p.

12. US Patent 5,438,597 Container for transportation and storage of spent nuclear fuel Appl. № 131,971 Oct. 8, 1993. Int, Cl.6 G21F 5/012. Robert A. Lehnert, Robert D. Quinn, Steven E. Sisley, Brandon D. Thomas. Date of Patent August 1, 1995.

13. Dvirnyj V. V., Dvirnyj G. V., Kozlov D. O. et al. [The use of nuclear power plants in space vehicles and transportation issues]. *Trudy XIII Mezhdunarodnoj molodezhnoj nauchnoj konferentsii “Intellekt i nauka”* [Proc. XIII Int. youth scientific conference “Intellect and science”]. Zheleznogorsk, 2013, p. 11–12 (In Russ.).

14. Vorob'ev A. S., Galkin A. Ja., Dubinin A. A. et al. *Teplovaja radiatsionnaja zashhita kosmicheskoj jadernoj jenergeticheskoj ustanovki* [Thermal radiation protection, space nuclear power installation]. Patent RF, no. 2042984, 1995.

15. Vvedenskij N. Ju., Pustobaev M. V. [Analysis of the testing of space technology to mechanical effects in USA, ES and RF]. *Voprosy jelektromekhaniki*. 2012, vol. 130, no. 5, p. 19–26 (In Russ.).

16. Smirnov O. M., Krushenko G. G., Shhipko M. L. et al. [Benefication of the graphite ore from the Kureyka deposit]. *Obogashhenie rud*. 1999, no. 1–2, p. 19–22 (In Russ.).

17. Preliminary Jameson cell flotation testing of Siberian graphite samples. Report prepared for B. Coope and Association Industrial Mineral Consulting. Department of Mineral Resources Engineering University Nottingham. 1993, 11 p.

18. Boldyrev V. V. [Mechanochemistry and mechanical activation of solids]. *Uspekhi khimii*, 2006, vol. 75, no. 3, p. 203–216 (In Russ.).

19. Butyagin P. Yu., Pavlichev I. K. Determination of energy yield mechanochemical reactions. *Reactivity of Solids,* August 1986, vol. 1, Issue 4, p. 361–372.

20. Polubojarov V. A., Krushenko G. G., Cherepanov A. N. et al. [Experience using ultra-dispersed powder of natural cryptocrystalline of graphite in the rubber tread]. *Materialy mezhregion. konf.* [Proc. interregion. conf.]. Krasnoyarsk, 1996, p. 155–156 (In Russ.).

21. Krushenko G. G., Shhipko M. L., Goncharov V. M. et al. [New possibilities for application of Kureisky graphite ore]. *Obogashhenie rud*. 1999, no. 5, p. 7–8 (In Russ.).

22. Zhukov M. F., Cherskij I. N., Krushenko G. G. et al. *Uprochnenie metallicheskikh, polimernykh i jelastomernykh materialov ul'tradispersnymi poroshkami plazmohimicheskogo sinteza* [Hardening of metallic and polymeric and elastomeric materials of ultradispersed powders of plasmachemical synthesis]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1999, 312 p.

23. Zubov V. I. About the peculiarities of thermodynamics ultradispersed systems [Ob osobennostjakh termodinamiki ul'tradispersnykh sistem. Fizikokhimija ul'tradispersnyh sistem] *Trudy IV AllRussian conf*. Moscow, 1998, p. 23–26 (In Russ.).

24. Toughening at nanoscale makes plastics suitable for aircraft use. Materials Today, 2000. Issue 3. P. 8.

25. NaBond Technologies Co., Ltd. HONG KONG (also knwon as 納邦技術有限公司). Available at: http://www.nabond.com/contact.htm (accessed 14.07.2014).

26. Almaslow A. et al. Effects of epoxidized natural rubber–alumina nanoparticles (ENRAN) composites in semi-metallic brake friction materials. *Wear.* April–May 2013. Vol. 302, Iss. 1–2, p. 1392–1396.

© Двирный В. В., Двирный Г. В., Крушенко Г. Г., 2014

УДК 629.7

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 154–159

СРАВНЕНИЕ ПРЯМОГО И ОБРАТНОГО ЦИКЛА В СИСТЕМАХ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НЕГЕРМЕТИЧНОГО ИСПОЛНЕНИЯ

А. В. Делков, А. А. Ходенков, Ю. Н. Шевченко

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: delkov-mx01@mail.ru

Рассматривается вопрос математического моделирования двухфазных замкнутых систем терморегулирования, работающих по прямому и обратному циклам. Такие системы отличаются большой производительностью за счет величины скрытой теплоты фазового перехода рабочего тела и являются перспективными в связи с существующими тенденциями увеличения габаритов и энерговооруженности космических аппаратов. Математическое моделирование таких систем позволит расчетным путем получать их характеристики при изменении определяющих параметров, оценивать эффективность различных конструктивных конфигураций и проводить их оптимизацию. Анализируются основные сложности при расчете и моделировании двухфазных систем терморегулирования. Приводятся расчетные схемы и описание принципа работы таких систем в составе космических аппаратов негерметичного исполнения. Рассматривается методика построения системы уравнений и расчетный алгоритм для получения характеристик таких систем. В качестве базовых используются уравнения для расчета течения с теплоотдачей. В системе уравнений выделяются тепловая и гидрогазодинамическая части. Рассматривается конкретизация уравнений по иерархическим уровням системы. При построении расчетного алгоритма используется деление уравнений на два типа: компонентные, описывающие процессы в одном элементе системы терморегулирования, и топологические, связывающие все элементы в замкнутую систему. Приводится система уравнений математической модели в сосредоточенных параметрах, использующая в расчетах средние интегральные параметры элементов. Представлены результаты расчета двухфазных систем терморегулирования, работающих по прямому и обратному циклам, и сравнение их эффективности. В качестве параметров, влияющих на характеристики двух систем, рассматривались поддерживаемая температура приборов и производительность. Результаты расчета позволили сделать выводы о преимуществах и недостатках применения систем терморегулирования, работающих по прямому и обратному циклам, в составе космического аппарата. Было установлено, что минимальные площади радиатора-излучателя (а значит, и минимальная масса их конструкции) будут наблюдаться для системы с обратным циклом, что обусловлено высокой температурой конденсации. Минимальное энергопотребление будет наблюдаться у системы с прямым циклом.

Ключевые слова: система терморегулирования космического аппарата, двухфазная система, математическая модель.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 154–159

COMPARISON OF DIRECT AND REVERSE CYCLE OF THE THERMAL CONTROL SYSTEM FOR THE NON-HERMETIC SPACECRAFTS

A. V. Delkov, A. A. Hodenkov, Y. N. Shevchenko

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation
E-mail: delkov-mx01@mail.ru

This paper covers the problem of mathematical modeling of two-phase closed thermal control systems, working on the direct and reverse cycles. Such systems are characterized by high productivity due to the magnitude of the latent heat of the vaporization (evaporation) of the working fluid, and are promising due to the current trends of increasing size and available power of spacecrafts. Mathematical modeling of such systems will allow getting their characteristics by numerical methods when changing the governing parameters, evaluate the effectiveness of various structural configurations and perform their optimization. This paper analyzes the main difficulties in the calculation and modeling of two-phase thermal control systems. The calculated scheme and mode of operation of such systems as a part of the non-hermetic spacecrafts are introduced. The technique of constructing a system of equations and calculation algorithm to

obtain the characteristics of such systems are presented. The equations for calculate the flow with heat transfer are used as basic equations. The system of equations is separated into heat and hydro-gas dynamics parts. We consider the specification of the equations for the hierarchical levels of the system. In constructing the calculation algorithm used equations are divided into two types: component (describing the processes in a single element of temperature control system), and topological (linking all the elements in a closed system). System of equations of the mathematical model in lumped parameters is used. The results of the calculation of two-phase thermal control systems, working on the direct and reverse cycles and compare their effectiveness are introduced. The parameters that affect the performance of the two systems (in the framework of a mathematical model) are temperature of devices and capacity. The results of calculation have led to the conclusions about the advantages and disadvantages of the use of thermal control systems, working on the direct and reverse cycles, as part of the spacecraft.

Keywords: thermal control system of spacecraft, two-phase system, mathematical model.

Введение. Основой конструкции современных спутников является их негерметичное исполнение, т. е. все спутниковые приборы способны работать в открытом космосе. В таких условиях в связи с неравномерными по времени нагрузками колебание температур приборов может быть весьма значительным [1]. Для создания и поддержания заданных значений температур на борту космического аппарата предназначена система терморегулирования (СТР) [2].

В аппаратах герметичного исполнения в процессе теплообмена задействован механизм конвекции, что при наличии интенсивной прокачки охлаждающей среды внутри аппарата обеспечивает равномерные поля температур. В аппаратах негерметичного исполнения передача теплоты от каждого прибора на радиатор осуществляется механизмами теплопроводности и излучения [3]. При наличии неравномерных тепловых нагрузок задача определения температуры каждого прибора в этом случае вызывает определенные технические сложности [4].

СТР может иметь различное исполнение в зависимости от назначения, производительности и срока активного существования [5]. В данной работе рассматриваются высокопроизводительные системы, предназначенные для отвода больших мощностей. Такие системы преимущественно выполняются на основе двухфазного контура (ДФК) – в переносе тепла участвуют процессы испарения и конденсации с активной циркуляцией рабочего тела (с помощью насоса или компрессора).

СТР с ДФК с активной циркуляцией теплоносителя принято делить на насосные системы теплопереноса, использующие прямой термодинамический цикл, и тепловые насосы, реализующие обратный термодинамический цикл. В настоящей работе рассматривается тепловой анализ и сравнение характеристик таких систем.

Постановка задач исследования. Для СТР с ДФК возможны различные варианты компоновки, отличающиеся направлением осуществления термодинамического процесса, принципами передачи теплоты, включением в схему различных функциональных элементов. Задача проектирования рациональных систем терморегулирования включает в себя конструктивную оптимизацию. Для решения задачи оптимизации необходимо создать эффективную расчетную модель.

В настоящее время для расчета систем терморегулирования широко используют программные пакеты из области вычислительной термогидродинамики, такие как ANSYS, Thermica, ESATAN-TMS, SINDA, Radsol и т. д. [6]. Однако большинство данных программ в качестве основного недостатка имеет свою высокую коммерческую стоимость. Кроме того, для них не всегда возможна интеграция со сторонними приложениями (например, с базами данных свойств рабочих тел). В плане возможностей проведения оптимизации и моделирования работы подобные программы имеют такие ограничения, как невозможность учета гидравлических особенностей тракта, большие затраты времени на проведение расчетов для заданных граничных и начальных условий.

Для проведения расчетных исследований системы терморегулирования возникает необходимость разработки собственных математических моделей, отвечающих вышеизложенным требованиям и предназначенных для сравнения энергетических характеристик систем в различном исполнении. При моделировании в настоящей работе рассматриваются замкнутые двухфазные системы терморегулирования, которые получили наиболее широкое распространение и в различных конструктивных вариантах используется на большинстве космических аппаратов [7; 8]. Задача оптимизации имеет существенное значение для установок большой мощности, которыми в большинстве случаев являются исследуемые системы.

Описание моделируемых систем. Рассмотрим несколько базовых вариантов компоновки двухфазных систем терморегулирования с применением прямого и обратного цикла. Для упрощения анализа схем рассмотрим случай наличия только внутренних теплопритоков – тепловыделений от оборудования, размещенного на космическом аппарате.

Двухфазная система терморегулирования, работающая по прямому циклу, представлена на рис. 1, *а*. Внутренний источник энергии на борту космического аппарата (тепловыделение приборов) обеспечивает тепловой поток на испаритель, в котором происходит кипение жидкого рабочего тела. Получившийся пар направляется в радиационный теплообменник – излучатель, который отводит теплоту в космическое пространство за счёт лучистого теплообмена, в результате чего рабочее тело конденсируется. Жидкое рабочее тело подаётся в испаритель с помощью насоса. В данной схеме используется активная (насосная) циркуляция теплоносителя, характерная для систем большой производительности. Для систем с малой производительностью вместо насоса возможно применение

подачи рабочего тела с помощью капиллярного эффекта.

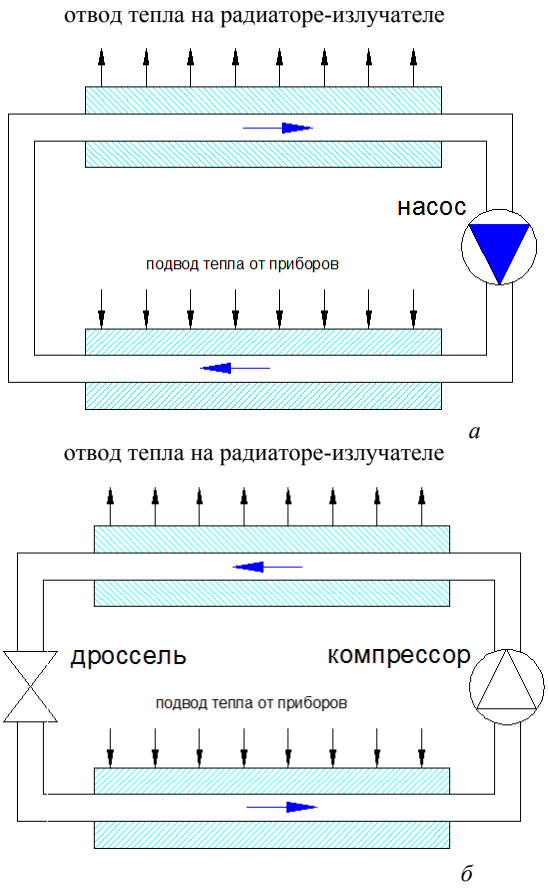


Рис. 1. Структурные схемы систем прямого (*а*) и обратного (*б*) цикла

Система терморегулирования, работающая по обратному циклу, представлена на рис. 1, *б*. Внутренний источник энергии на борту космического аппарата создает тепловой поток на испаритель, в котором происходит кипение жидкого рабочего тела. Пар рабочего тела сжимается компрессором и подается в конденсатор, где теплота отводится в космическое пространство излучением. Жидкое рабочее тело после прохождения дросселя возвращается в испаритель.

Прямые циклы двухфазных систем терморегулирования в настоящее время наиболее распространены [7; 8] в связи с их относительной простотой реализации и высокими сроками активного существования. Обратные циклы для систем космического назначения встречаются, например, в работе [9]. Несмотря на сложности, связанные с наличием компрессора, данные циклы позволяют получить высокие температуры на радиаторе, а значит, сократить площадь радиационных панелей.

Анализ путей повышения эффективности. При сопоставлении различных схем СТР космического аппарата негерметичного исполнения и выборе оптимальной, система должна оцениваться по параметрам массы составляющих элементов и затрачиваемой мощности. Часто используется удельная массоэнергетическая характеристика – отношение веса системы к ее холодопроизводительности (кг/кВт). Соответственно, путь оптимизации системы терморегулирования характеризуется уменьшением массы составных элементов при увеличении холодопроизводительности и снижении энергопотребления системы [10; 11].

Из всех элементов системы терморегулирования радиационный теплообменник обладает наибольшей массой, поэтому необходимо стремиться к обеспечению минимальной суммарной массы радиатора [11]. Площадь радиатора прямо пропорциональна количеству отводимого тепла и обратно пропорциональна температуре его поверхности в четвертой степени.

В связи с этим интерес представляет применение обратных холодильных циклов. Такие циклы переводят отводимый тепловой поток на более высокий температурный уровень, что обеспечивает эффективный отвод тепла.

Система уравнений математической модели. Большинство математических моделей [11; 12], используемых для расчета и анализа системы терморегулирования, имеют следующие недостатки: все процессы в системе рассматриваются только с позиции теплопередачи, при этом упускается гидравлическая сторона задачи о течении рабочего тела в элементах; рассматриваются математические модели отдельных элементов системы без учета их взаимного влияния.

Для устранения этих недостатков в рамках настоящей работы использовалась следующая система уравнений. Математическое описание системы строится на четырех основных уравнениях, в различных интерпретациях составляющих основу технической гидромеханики и рассматривающих течение сжимаемых жидкостей с теплообменом:

– уравнение движения:

$$\rho\frac{dW}{dt}=\rho F-grad(p); \qquad (1)$$

– уравнение неразрывности:

$$\frac{d\rho}{dt}+\rho div(W)=0; \qquad (2)$$

– уравнение сохранения энергии в термодинамических параметрах:

$$\rho\frac{du}{dt}=-pdiv(W)-divq+\rho\frac{dq}{dt}; \qquad (3)$$

– уравнение состояния:

$$f(p,\rho,T)=0, \qquad (4)$$

где ρ – плотность жидкости, W – скорость потока, t – время, F – массовая сила, p – давление, u – внутренняя энергия, q – тепловой поток, T – температура.

Четыре уравнения содержат четыре независимых физических величины. В рамках используемой математической модели в качестве независимых были использованы: давление, плотность, энтальпия, температура. Таким образом, система является замкнутой. Эти уравнения универсальны и могут быть применены к описанию любых процессов в теплоэнергетических системах [13].

Систему этих уравнений можно конкретизировать для модели в зависимости от уровня рассматриваемых

процессов. При этом для рассматриваемых принципиальных схем системы терморегулирования можно выделить три уровня применения уравнений:

– уровень конечных объемов: рассматривает геометрический объем настолько малый, чтобы иметь возможность применения дифференциальных уравнений;

– уровень элементов системы: рассматривает конкретный элемент – теплообменник, насос; соответственно, уравнения интегральные;

– уровень системы: рассматривает систему в целом; уравнения интегральные.

Теория моделирования технических систем рассматривает два типа уравнений, входящих в математическую модель: компонентные, описывающие процессы в одном элементе, и топологические, связывающие все элементы в систему [14–16]. В зависимости от уровня применения уравнения (1)–(4) могут выступать в роли как компонентных, так и топологических.

Алгоритм расчета по модели с сосредоточенными параметрами. Рассмотрим методику построения и алгоритм расчета модели системы терморегулирования в сосредоточенных параметрах. В этом случае пространственное изменение величин в пределах элемента не анализируется, в расчетах участвуют средние интегральные характеристики. Такие модели удобно применять для предварительной оценки рабочих характеристик, определения области работоспособности и в многовариантных расчетах.

Задача исследования ставится следующим образом: при известных параметрах теплопритоков от бортовой аппаратуры спроектировать систему терморегулирования – подобрать площади теплообменников и насос, обеспечивающий требуемый массовый расход через систему.

В качестве исходных данных для расчета задаются параметры источника тепла – температура и мощность, параметры работы насоса. В результате расчета определяется температура испарения, площадь испарителя, массовый расход рабочего тела, перепад давлений на насосе, температура конденсации и площадь теплообменника-излучателя.

Расчетные зависимости для компонентных уравнений модели представлены в табл. 1. Модель строится в предположении, что в теплообменниках отсутствуют гидравлические потери, а в гидравлическом тракте отсутствуют тепловые потери. Тогда для тепловой части системы используются общие зависимости (2)–(4), а для гидравлической – (1), (2), (4). В качестве топологических уравнений (уравнений связи между элементами) используются уравнения (2) и (3), характеризующие баланс энергий и постоянство массового расхода.

При расчете процессов в каждом элементе служебным уравнением выступает уравнение состояния, позволяющее связать давление и температуру.

Так как параметры в элементах системы взаимозависимы, расчет ведется итерационным методом. На первом этапе при рассмотрении гидравлической части системы определяется расход и перепад давлений. Затем, при известных давлениях рассчитываются параметры теплообмена в испарителе и радиаторе-излучателе. При известных температурах пересчитываются параметры рабочего тела (плотность, вязкость и т. д.) в различных точках системы. После этого расчет повторяется заново, пока не сойдутся балансы энергии и массы.

Результаты расчета по модели. С использованием модели и алгоритма расчета систем терморегулирования в сосредоточенных параметрах были проведены численные исследования характеристик двух систем. Результаты расчетов системы, работающей по прямому 1 и обратному 2 циклам, приведены в табл. 2 и на рис. 2.

Таблица 1

Система уравнений модели в сосредоточенных параметрах*

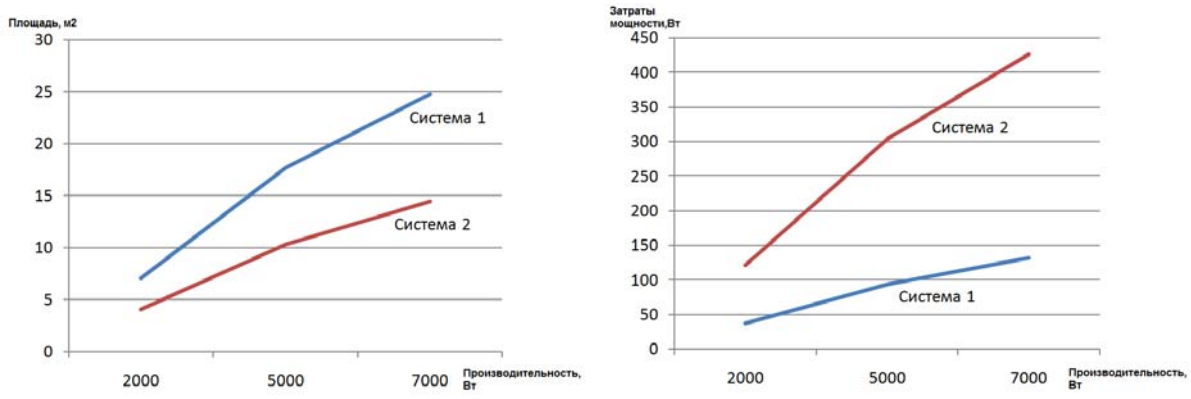
	Испаритель	Радиатор-излучатель	Насос	Сопротивления
Компонентные уравнения	$Q = kF_{\text{исп}}\Delta T_{\text{исп}}$ $Q = \dot{m}\Delta h$	$Q = F_{\text{рад}}\sigma T^4$ $Q = \dot{m}\Delta h$	$\Delta p = \rho g\left(a + b\dfrac{\dot{m}}{\rho}\right)$	$\Delta p = \xi\dfrac{\rho u^2}{2}$
Топологические уравнения	$\sum Q = 0 \quad \dot{m} = \text{const}$			

* $\dot{m}$ – массовый расход рабочего тела; Δh – перепад энтальпий в испарителе / конденсаторе; k – коэффициент теплопередачи; p – давление; ρ – плотность; u – скорость потока; ξ – коэффициент гидравлического сопротивления; a, b – коэффициенты в характеристике насоса.

Таблица 2

Результаты расчета по модели

	Температура источника, С	Тепловой поток, Вт	Площадь испарителя, м^2	Мощность, Вт		Массовый расход, кг/с
				насоса	компрессора	
Система 1	+20	5000	17,7	94	–	0,0417
	+20	7000	24,78	132	–	0,0583
	+30	7000	21,4	132	–	0,0583
Система 2	+20	5000	10,33	–	307	0,0417
	+20	7000	14,46	–	429	0,0583
	+30	7000	12,84	–	494	0,0583



а *б*

Рис. 2. Сравнение характеристик систем, работающих по прямому (1) и обратному (2) циклам:
а – площадь радиатора-излучателя; *б* – потребная мощность

В качестве параметров, влияющих на характеристики системы, рассматривались поддерживаемая температура аппаратуры и необходимая холодопроизводительность. При этом для различных расчетных случаев сопоставлялись необходимая площадь радиатора-излучателя и потребляемая мощность.

Из численных результатов можно сделать следующие заключения:

– минимальные площади радиатора-излучателя будут наблюдаться для системы с обратным циклом (рис. 2, *а*), что обусловлено высокой температурой конденсации;

– минимальное энергопотребление будет наблюдаться у системы с прямым циклом (рис. 2, *б*).

Однако стоит отметить, что применение компрессора в обратном цикле снижает характеристики надежности системы. Кроме того, обратный цикл характеризуется повышенными давлениями рабочего тела, что приведет к увеличению металлоемкости магистралей.

Заключение. Обзор современного состояния вопроса математического моделирования систем терморегулирования космических аппаратов позволяет прийти к выводу о необходимости разработки комплексных методов и алгоритмов анализа и сопоставления различных схем и типов систем терморегулирования.

Применение математических моделей систем терморегулирования космических аппаратов негерметичного исполнения позволяет проводить исследование реакций системы на изменение внешних параметров и граничных условий, анализ эффективности различных способов компоновки установок.

В ходе настоящей работы была создана математическая модель для анализа двухфазных систем терморегулирования, работающих по прямым и обратным циклам. Модель позволяет сравнивать циклы по эффективности и энергозатратам.

Библиографические ссылки

1. Spacecraft Thermal Control Handbook. Vol. I. Fundamental Technologies / David G. Gilmore and The Aerospace Corporation D. Gilmore. 2002. P. 42.

2. Larson W. J., Wertz J. R. Space Mission Analysis and Design. 3rd edition. Microcosm, 1999. P. 57–52.

3. Васильев Е. Н., Деревянко В. А., Макуха А. В., Концептуальный подход к тепловому проектированию космических аппаратов негерметичного исполнения // Спутниковые системы связи и навигации : тр. Междунар. науч.-техн. конф. Красноярск, 1997. Т. 2. С. 73–76.

4. Кузнецов Г. В., Санду С. Ф. Математическое моделирование теплопереноса в элементах конструкции приборного отсека космического аппарата // RDAMM–2001 : тр. Междунар. конф. Т. 6. Ч. 2. Спец. выпуск. 2001. С. 234–239.

5. Karam R. D. Satellite Thermal Control for Systems Engineers, Progress in Astronautics and Aeronautics. AIAA, 1998. P. 23–27.

6. Meseguer J., Perez-Grande I., Sanz-Andres A. Spacecraft thermal control / published by Woodhead Publishing Limited. Cambridge, 2012. P. 103–106.

7. Малаясов А. А. Системы терморегулирования с двухфазным контуром для перспективных космических станций [Электронный ресурс] // Молодежный науч.-техн. вестник. 2013. № 9. URL: http://sntbul.bmstu.ru/doc/619160.html.

8. Кривов Е. В. Двухфазная система терморегулирования с раскрываемыми холодильниками-излучателями спутника связи с повышенной энерговооружённостью // Молодой ученый. 2011. № 1. С. 35–39.

9. Леонов В. П., Максимович Т. И. Система бортового термостатирования // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». Спец. выпуск «Холодильная и криогенная техника, системы кондиционирования и жизнеобеспечения». 2005. С. 149–154.

10. Малоземов В. В., Кудрявцева Н. С. Оптимизация систем терморегулирования космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1988. 134 с.

11. Малоземов В. В. Тепловой режим космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1980. 232 с.

12. Design Optimization of Thermal Paths in Spacecraft Systems, Kevin Dale Stout, thesis for the degree of Master of Science / Massachusetts Institute of Technology, Department of Aeronautics and Astronautics. May 16, 2013. P. 86–89.

13. Проектная оптимизация теплотехнических систем, работающих по замкнутому контуру / А. А. Кишкин [и др.] // Вестник СибГАУ. 2012. Вып. 5 (45). С. 34–38.

14. Блинов Ю. Ф., Иванцов В. В., Серба П. В. Методы математического моделирования : учеб. пособие. Таганрог : ТТИ ЮФУ, 2012. Ч. 1. 42 с.

15. Зарубин В. С. Математическое моделирование в технике : учебник для вузов / под ред. В. С. Зарубина, А. П. Крищенко. 2-е изд., стереотип. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2003. 496 с.

16. Тарасик В. П. Математическое моделирование технических систем : учебник для вузов. Минск : Дизайн-ПРО, 2004. 640 с.

References

1. David G. Gilmore and The Aerospace Corporation D. Spacecraft Thermal Control Handbook. *Fundamental Technologies, Gilmore.* 2002, vol. I, p. 42.

2. Larson W. J., Wertz J. R. Space Mission Analysis and Design. *3rd edition, Microcosm*, 1999, p. 57–52.

3. Vasil'ev E. N., Derevyanko V. A., Makukha A. V. [Conceptual approach to the thermal design of the spacecraft leaking execution]. *Trudy Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii "Sputnikovye sistemy svyazi i navigatsii".* [Proceedings of the International Scientific and Technical Conference "Satellite communication and navigation systems"]. Krasnoyarsk, 1997, vol. 2, p. 73–76 (In Russ.).

4. Kuznetsov G. V., Sandu S. F. [Mathematical modeling of heat transfer in the structural elements of the instrument compartment of the spacecraft]. *Trudy Mezhdunarodnoy konferentsii RDAMM–2001.* [Proceedings of the International Conference RDAMM-2001]. 2001, vol. 2, no. 6, p. 234–239 (In Russ.).

5. Karam R. D. Satellite Thermal Control for Systems Engineers. *Progress in Astronautics and Aeronautics*. 1998, p. 23–27.

6. Meseguer J. Spacecraft thermal control. *Woodhead Publishing Limited*. 2012, p. 103–106.

7. Malayasov A. A. [Thermal control system with two-phase circuit for future space stations]. *Molodezhny nauchno-tekhnicheskiy vestnik*. 2013, no. 9 (In Russ.). Available at: http://sntbul.bmstu.ru/doc/619160.html (accessed 22.09.2011).

8. Krivov E. V. [The two-phase thermal control system with opening refrigerators emitters satellite due to the increased power available]. *Molodoy uchenyy*. 2011, no 1, p. 35–39 (In Russ.).

9. Leonov V. P., Maksimovich T. I. [System-board temperature control]. *Vestnik MGTU im. N. E. Baumana.* 2005, p. 149–154 (In Russ.).

10. Malozemov V. V., Kudryavtseva N. S. *Optimizatsiya sistem termoregulirovaniya kosmicheskikh apparatov* [Optimization of thermal control of spacecraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988, p. 134 (In Russ.).

11. Malozemov V. V., Kudryavtseva N. S. *Optimizatsiya sistem termoregulirovaniya kosmicheskikh apparatov* [Optimization of thermal control of spacecraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980, p. 232 (In Russ.).

12. Kevin Dale. Design Optimization of Thermal Paths in Spacecraft Systems. *Department of Aeronautics and Astronautics.* 2013, p. 86–89.

13. Kishkin A. A. [Design optimization of thermal systems operating in a closed loop]. *Vestnik SibGAU.* 2012, no 5 (45), p. 34–38 (In Russ.).

14. Blinov Yu. F., Ivantsov V. V., Serba P. V. *Metody matematicheskogo modelirovaniya. Uchebnoe posobie.* [Methods of mathematical modeling. Tutorial] Taganrog, TTI YUFU Publ., 2012, vol. 1, 42 p. (In Russ.).

15. Zarubin V. S., Krishchenko A. P. *Matematicheskoe modelirovanie v tekhnike. Ucheb. dlya vuzov* [Mathematical modeling in engineering. Textbook. for high schools]. Moscow, Izd-vo MGTU im. N. E. Baumana Publ., 2003, 496 p. (In Russ.).

16. Tarasik V. P. *Matematicheskoe modelirovanie tekhnicheskikh sistem. Uchebnik dlya vuzov.* [Mathematical modeling of technical systems. Textbook for high schools]. Minsk, Dizayn-PRO Publ., 2004, 640 p. (In Russ.).

© Делков А. В., Ходенков А. А., Шевченко Ю. Н., 2014

УДК 629.783

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 160–166

SIBCUBE – ПРОЕКТ СТУДЕНЧЕСКОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА СИБГАУ КЛАССА CUBESAT

Д. М. Зуев, А. Г. Пятков, П. В. Мовчан, Д. В. Смирнов, А. С. Костюков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: ZuevDmitriy93@yandex.ru

Описывается студенческий проект сверхмалого космического аппарата SibCube. Определены цели (описаны образовательные и научные цели) и задачи проекта SibCube, проведен анализ физических условий и технических проблем, связанных с ресурсными ограничениями такого класса космических аппаратов. Определены направления исследований и пути решения данных проблем, а именно, тестирование новой элементной базы и технологий, в частности, бортового комплекса управления, выполненного по технологии «система-на-кристалле», и оборудования, поддерживающего телекоммуникационный стандарт SpaceWire. Отработка использования новых технологий актуальна в связи с консервативностью космической промышленности. Также в Российской Федерации отмечается ограниченность отечественной элементарной базы. В наше время все чаще говорят о импортозамещении. Для такой огромной отрасли Российской Федерации, как спутникостроение и космическая область, в целом необходимость в своей собственной элементной базе очевидна. Однако необходимо также и тестирование такой базы. Разработчики космических аппаратов предпочитают использовать проверенную элементную базу, опасаясь недостаточной надежности непроверенных элементов. Представлена концепция модульной масштабируемой служебной платформы SibCube и описаны методы достижения модульности и масштабируемости, используемые на конструктивном и системотехническом уровнях.

Ключевые слова: сверхмалый космический аппарат, CubeSAT, масштабируемая модульная архитектура, физические условия, System-on-Chip, SpaceWire, система ориентации.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 160–166

"SIBCUBE" – CUBESAT SATELLITE PROJECT OF SIBSAU STUDENT

D. M. Zuev, A. G. Pyatkov, P. V. Movchan, D. V. Smirnov, A. S. Kostyukov

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation
E-mail: ZuevDmitriy93@yandex.ru

This paper describes a students' project of nano-satellite "SibCube". The paper defines the goals (there is description of educational and science goals) and tasks of the students' project "SibCube". There is also an analysis of the physical conditions and technical problems related to weight and size limitations of CubeSAT satellites. This paper also includes identification key problems of CubeSAT satellites research activity and ways to solve these key problems. It should be noted that there is such a research activity as a new element basis testing and new space technology testing. In particular, a board system of control that is executed on the "system on chip" technology and equipment that support the telecommunication standard SpaceWire are the current goal of testing for "SibCube" student project. A testing of application of the new element basis and the new space technology is topical as a result of a conservatism of the space industry. What is more, it might be noted that there is a limitation of the home produced element basis in the Russian Federation. Nowadays, it is popular to speak about an import substitution. The necessity of having the own element basis is clear for such large field of the Russian Federation as the satellite construction and the space industry on the whole. However, testing of this basis is required for using this element basis because spacecraft developers prefer to use an element basis with a high reliability that have already been tested in a space conditions. What is more, the concept of modular and scalable performance spacecraft platform as well as techniques to achieve modularity and scalability of an architecture for CubeSAT construction and board system of control at a construction and systems engineering levels are included in this paper.

Keywords: nano-satellite, CubeSAT, scalable modular architecture, the physical conditions, System-on-Chip, SpaceWire, orientation system.

Введение. Развитие космической отрасли является одним из показателей развития государства. Проведение исследований космического и околоземного пространства раньше было связано со значительными ресурсными затратами, наличием квалифицированных специалистов, научно-производственной базы и ряда других требований. Решаемые космическими аппаратами (КА) задачи включают как научные исследования, так и конкретные коммерческие возможности, позволяющие поддерживать конкурентоспособность на мировом рынке (спутниковые телекоммуникационные системы, системы дистанционного зондирования и мониторинга Земли, навигационные системы). В последнее время в спутникостроении наблюдается тенденция миниатюризации спутниковых платформ и рост популярности малых и сверхмалых космических аппаратов (МКА и СМКА) [1]. Для МКА и СМКА существует массовая классификация [2]:

– Mini (малые КА весом от 1000 до 500 кг);
– Small (малые КА весом от 500 до 100 кг);
– Micro (СМКА весом от 100 до 10 кг);
– Nano (СМКА весом от 10 до 1 кг);
– Pico (СМКА весом менее 1 кг).

Одним из результатов тенденции миниатюризации, а также стремления к изучению космоса (доступному экономически) стало появление стандарта наноспутников CubeSAT. Данный стандарт был разработан в 1998 г. совместно такими профессорами, как Jordi Puig-Suari (Калифорнийский технологический университет) и Bob Twiggs (Стэндфордский университет), с целью решения проблемы подготовки специалистов в космической отрасли (проведения практических занятий в университетах). В концепцию CubeSAT были заложены следующие положения [3]:

– создание спутника за короткий период (1–2 года);
– стоимость создания спутника менее 50 000 долл.;
– активное привлечение студентов, аспирантов и молодых специалистов на всех этапах работ по проектированию, созданию и эксплуатации спутника.

При следовании данным положениям использование стандарта CubeSAT делает доступным изучение космоса университетам и частным компаниям. Важно отметить особую роль CubeSAT в образовании. Проектирование таких спутников в университетах позволяет дополнить образовательный процесс и решить проблему отсутствия необходимой практики студентов в аэрокосмической области. Таким образом, для университетов аэрокосмической направленности реализация проектов по созданию CubeSAT является актуальной задачей для достижения качественного образования его выпускников.

В данной статье приводится описание проекта сверхмалого студенческого спутника класса CubeSAT, разрабатываемого в Сибирском государственном аэрокосмическом университете им. М. Ф. Решетнева. Проводится анализ физических условий полета, исходя из которого определяется необходимый к решению круг задач для успешного функционирования КА на орбите. Приводится анализ ряда возможных инженерных трудностей, связанных с разработкой КА, предлагаются направления исследований для решения данных трудностей. Приводятся некоторые технические концепции и обоснования необходимости их применения, а также технические особенности используемых решений.

Обзор CubeSAT. Рассмотрим положения стандарта CubeSAT. Стандарт накладывает массогабаритные ограничения на аппарат, определяет рекомендованные к использованию материалы и правила взаимодействия с устройством интеграции с ракетоносителем (пусковым контейнером P-POD). Остальные характеристики аппарата устанавливаются разработчиком. По стандарту КА должен иметь кубический алюминиевый корпус с размерами 10×10×10 см^3 и массой не более 1,33 кг [4]. Такой спутник называется CubeSAT 1U (single unit). Стандартом предусматривается создание аппаратов большего размера – 2U, 3U (10×10×20 см^3 и 10×10×30 см^3 соответственно). Для запуска КА общим размером 3U было разработано стандартное устройство P-POD (рис. 1) для интеграции с ракетоносителем [5]. Возможны варианты иной компоновки КА (рис. 1): 6U (30×20×10 см^3), 9U...NU, для запуска которых используются нестандартные контейнеры [6]. Вывод на орбиту данных КА производится либо в качестве попутной нагрузки на легких и средних ракетоносителях (РН), либо с борта международной космической станции. В российских условиях наиболее подходящим является запуск на РН «Днепр», чья полезная нагрузка (ПН) составляет до 3,75 т. КА класса CubeSAT запускаются в качестве попутной нагрузки к более тяжелым аппаратам [1].

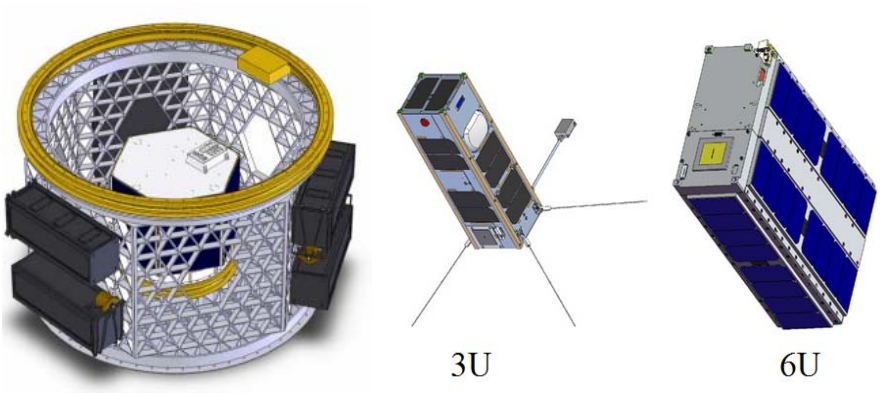


Рис. 1. Крепление P-POD к адаптеру РН и компоновки CubeSAT 3U и 6U [7]

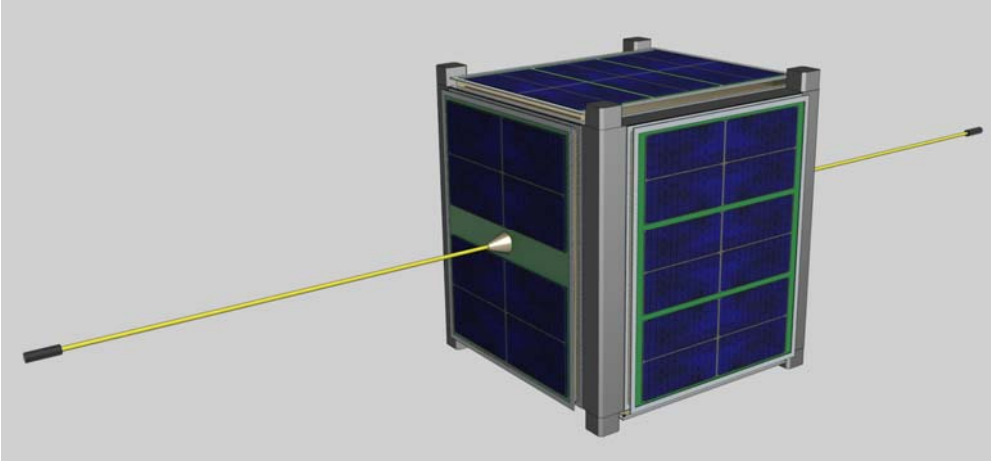


Рис. 2. Концепт сверхмалого студенческого космического аппарата SibCube

Аппараты CubeSAT получили широкое распространение за рубежом в качестве образовательных, научных и экспериментальных инструментов по причине низкой стоимости разработки и запуска. По данным на 14 сентября 2014 г. всего запущено 272 спутника класса CubeSAT [8]. В России CubeSAT-движение только начинает зарождаться, и один из проектов данного движения – аппарат SibCube, разрабатываемый в Сибирском аэрокосмическом университете имени академика М. Ф. Решетнева.

Проект SibCube. SibCube – проект студенческого СМКА класса CubeSAT, разрабатываемого в СибГАУ имени академика М. Ф. Решетнева (рис. 2). Проект SibCube преследует следующие цели:

– образовательные (развитие технического потенциала студентов в области проектирования космических аппаратов и подготовка сильной команды специалистов);

– научные (создание модульной масштабируемой служебной платформы (СП) КА для снижения времени и стоимости внедрения новых технологий для космических аппаратов и проведения научных экспериментов в космосе).

Задача создания платформы для тестирования новой элементной базы и разработанного оборудования, отработки использования новых технологий актуальна в связи с консервативностью космической промышленности и ограниченностью отечественной элементарной базы. Выбор надёжной элементной базы важен еще на этапе проектирования спутника. Отсутствие функционально полного набора долговечной и радиационно стойкой элементной базы отечественного производства вынуждает российских производителей бортовой аппаратуры применять комплектующие иностранного производства, что приводит к повышению стоимости изготовления аппаратов и зависимости от зарубежных поставщиков [9]. Внедрение новой элементной базы отечественного производства связано с риском больших экономических затрат по причине высоких требований к надёжности аппарата и высоких финансовых рисках при отказе КА. Значение риска отказа при использовании непроверенной в космических условиях технологии отечественного производства соответственно выше, чем при применении проверенной зарубежной элементной базы. В сумме с низкими объемами тестирования отечественных разработок процесс формирования отечественной элементной базы для космических технологий значительно замедляет темпы. Поэтому использование специальных КА с низкой стоимостью и сравнительно малым времени разработки для данных целей существенно повысит темпы внедрения и тестирования новых технологий и элементной базы, что даст высокие конкурентные преимущества для российской космической отрасли. Подобным задачам удовлетворяют СМКА класса CubeSAT, в частности, разрабатываемый аппарат SibCube. Одной из таких задач, стоящих перед аппаратом SibCube, является отработка использования телекоммуникационного стандарта SpaceWire и бортового комплекса управления, выполненного по технологии «система-на-кристалле» (СнК, System-on-Chip – SoC) (при поддержке Министерства образования РФ, соглашение № 14.BBB.21.0113).

Технология SpaceWire (SpW) – это стандарт телекоммуникационной сети, применяемой в космических аппаратах, созданный специально для использования в жестких условиях космической среды. Сеть SpW функционирует таким образом, чтобы обеспечить максимальную надежность связи между различными устройствами КА. Используется децентрализованная структура из множества SpW-маршрутизаторов, соединенных в единую сеть. Данные по этой сети могут передаваться по различным маршрутам со скоростью до 400 МБ/с при расстоянии между узлами до 10 м [10]. Разработка стандарта координируется Европейским космическим агентством (ЕКА), а сам стандарт используется во множестве миссий как ЕКА, так и таких космических агентств, как NASA, JAXA и CNSA.

Сеть SpW устойчива к отказам и сбоям, обеспечивает малые задержки при передаче сообщений внутри сети благодаря большой скорости и разветвленной структуре, имеет низкое энергопотребление и компактное IP-ядро. Вся работа по передаче данных

в сети возлагается на маршрутизаторы SpW, что упрощает устройство конечных узлов сети [11].

Анализ физических условий. Требования к надежности и конструкции аппарата для работы на протяжении срока запланированной эксплуатации КА определяются рядом факторов: сроком существования на орбите до сгорания в слоях атмосферы, физическими условиями на орбите, поставленными задачами и набором ПН. Для правильной оценки срока существования и выбора параметров аппаратуры важно изучить и учесть факторы окружающей среды – состав и плотность атмосферы, используемые орбиты, радиационные условия.

Условия окружающей среды определяются высотой и параметрами орбиты КА. Орбита аппарата SibCube будет находиться в диапазоне высот от 400 до 700 км, данные орбиты являются наиболее подходящими для использования КА класса CubeSAT. Орбиты являются близкими к круговым с периодом обращения порядка 90–100 мин. Максимальное окно видимости составит 5–15 мин в зависимости от высоты и эксцентриситета орбиты, необходимые параметры орбиты будут выбраны после разработки СП и постановки задачи перед КА. Выбранные высоты орбит лежат в верхней атмосфере (область атмосферы выше 50 км от поверхности Земли), где еще присутствует атмосферный воздух (на высотах порядка 400 км концентрация составляет 10^{-14} г/см^3). Следовательно, будет присутствовать торможение КА об атмосферу и постепенное его снижение. Таким образом, верхняя граница требований к сроку активного существования и надёжности определяется временем нахождения на орбите до сгорания в слоях атмосферы.

Для функционирования КА актуальна проблема защиты электронных узлов от ионизирующих излучений. Существует два типа эффектов, влияющих на электронику КА – накопление полной поглощенной дозы (total ionizing dose – TID) и воздействие одиночных ионизирующих частиц (Single Event Effects – SEE). TID-эффект связан с общим повышенным радиационным фоном и приводит к медленной деградации полупроводниковых элементов, что влечет за собой падение характеристик и вывод из строя логических элементов микросхем.

Опасно влияние даже одиночных ионизирующих частиц. Обычно это высокоэнергетичные частицы тяжелых атомов (от 10^5 ГэВ и выше). Попадание даже одной такой частицы может вызывать необратимые последствия [12]. Данные частицы при столкновении с микросхемой вызывают серьезные нарушения в её работе, при попадании в КА порождаются ливни вторичных заряженных частиц, что негативно сказывается на работе микросхемы, может выйти из строя сразу большая часть микросхемы, переключиться сразу большое количество ячеек памяти. Для эффективной защиты КА от ионизирующих излучений требуется провести анализ радиационных условий на используемой орбите. В общих чертах можно сказать, что основными ионизирующими воздействиями, состав и энергии которых следует подробно проанализировать, являются галактическое космическое излучение, солнечные космические лучи и частицы радиационного пояса Земли (РПЗ) [13]. Выбранные орбиты располагаются в области с низким уровнем радиации, так как находятся в РПЗ, нижняя граница которого в области геомагнитного экватора начинается на высоте около 1000 км [14]. Расположение ниже РПЗ дает возможность использовать индустриальную элементную базу в бортовой электронике. Как показывает практика, КА на индустриальной элементной базе могут иметь достаточно большой срок активного существования. Существует достаточное количество КА класса CubeSAT, срок активного существования которых достигает уже 6–8 лет. Например, Cute-1 (более 11 лет), Swiss-Cube (более 5 лет), Delphi-C3 (более 6 лет) [8]. Кроме этого, использование индустриальной элементной базы снижает стоимость КА на порядки, что является важным для студенческого образовательного космического аппарата.

Технический анализ. Имеет место ряд серьезных малогабаритных и энергетических ограничений, связанных со спецификой СМКА. Малые размеры аппарата и, как следствие, малая площадь солнечных батарей накладывают строгие требования на энергопотребление бортовой электроники и ПН, мощность передатчика и эффективность использования полученной электроэнергии. Для построения первого прототипа аппарата будет использована простейшая конфигурация солнечных батарей – каждая сторона аппарата будет обшита солнечными панелями. При использовании типоразмера солнечных элементов 8×4 см^2 (по 2 элемента на каждую сторону КА) общая площадь батарей составит порядка 380 см^2, что даст максимальную мгновенную мощность порядка 2 Вт при прочих равных условиях.

Для более эффективного использования полученной энергии предполагается принять комплексные меры. В первую очередь, управляемое включение и отключение подсистем СП и модулей ПН. Одним из наиболее требовательных к мощности устройств является передатчик, мощность передающих устройств для СМКА составляет порядка 1–2 Вт. Для снижения времени использования передатчика предполагается использовать режим накопления телеметрии – аппарат должен накапливать телеметрию в своей памяти и передавать её только при нахождении в зоне доступности ЦУП. Данная мера позволит держать передатчик выключенным большую часть времени, что повысит энергосбережение аппарата. Для приема и передачи информации будет использоваться радиолюбительский УКВ-диапазон 430–440 МГц, управление аппаратом будет осуществляться через ЦУП СибГАУ. Использование радиолюбительского диапазона позволит привлечь радиолюбителей к приему телеметрии от КА, что позволит расширить возможности по отслеживанию КА. Также рассматривается возможность использования 800 МГц радиолюбительской полосы частот, что позволит увеличить скорость передачи данных.

Служебная платформа. На текущий момент перед командой разработчиков SibCube стоит задача разработки и тестирования СП, которая послужит основой для первого и последующих аппаратов. СП будет включать бортовой комплекс управления,

систему электропитания, приемопередатчик, систему ориентации и разработанную конструкцию корпуса.

Разработка ведется с целью обеспечения модульной масштабируемой архитектуры аппарата, которая позволит увеличивать размеры аппарата до формата 3U без принципиального изменения корпуса и СП, что позволит расширить функциональность аппарата и круг решаемых задач. Кроме этого, использование модульной масштабируемой платформы впоследствии снизит время и стоимость создания последующих аппаратов. Масштабируемость аппарата планируется обеспечить на уровне корпуса и электроники. Выбранный конструктив корпуса и электроники имеет стековый тип, где каждая плата стандартизированного размера закрепляется в металлической рамке, образуя модуль. Модули располагаются вертикально друг над другом, образуя несущую конструкцию корпуса. Верхний и нижний модуль выполняют роль крышки корпуса. Для соединения плат между собой используются межплатные разъемы (рис. 3). На уровне электроники масштабируемость будет обеспечиваться использованием телекоммуникационного стандарта SpaceWire.

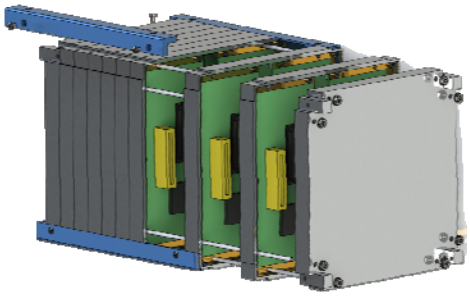


Рис. 3. Концепт модульной структуры КА SibCube

Стековая компоновка выбрана вследствие таких преимуществ, как:

– упрощение масштабирования, нарастить конструкцию до 2U или 3U можно путём добавления новых плат в стек;

– уменьшение стоимости масштабирования (для расширения конструкции необходима лишь минимальная доработка и разработка только новых компонентов ПН);

– облегчение КА вследствие замены кабельной сети межплатными разъемами (в настоящее время вес кабельной сети КА достигает 7–10 % от общей массы КА).

Создание бортового комплекса управления происходит на основе имеющегося у СибГАУ задела по разработке бортовых систем КА на основе сетевой технологии SpaceWire. Модуль бортового компьютера, реализующий основные вычислительные и управляющие действия на борту МКА, основан на софт-процессоре LEON3, встраиваемом в программируемую логическую интегральную схему (ПЛИС) типа flash-FPGA Actel. Данная ПЛИС имеет радстойкие версии с совместимостью pin-to-pin [15]. Использование ПЛИС обусловлено гибкостью разработки и сравнительной дешевизной – ПЛИС можно сконфигурировать любым необходимым образом, тогда как производство СБИС экономически оправданно только при относительно больших партиях [16]. При этом возможно создание недорогой СнК, поместив в ПЛИС не только процессор, но и кодек интерфейсов ввода-вывода, таких как SpaceWire. Используя ПЛИС, мы получаем основные преимущества СнК – компактность при монтаже и низкое энергопотребление, а также, упрощение и удешевление разработки вследствие использования открытой реализации софт-процессора LEON3. Разработка программного обеспечения (ПО) для КА сопряжена с определенными сложностями. Ключевой особенностью разработки ПО для КА является влияние на КА после запуска только посредством телекоманд, а значит программная часть аппарата должна быть подвергнута тщательным проверкам. Такое ПО должно быть максимально надежным, иначе велик риск потерять аппарат из-за программных ошибок. Для обеспечения надежности используются операционные системы реального времени (ОСРВ). ОСРВ отличаются предсказуемым временем реакции на внешние события и высокой степенью надежности. При этом создание ПО для таких систем является более сложной задачей [17]. Для снижения стоимости было принято решение использовать ОС мягкого реального времени RTEMS с открытым свободным исходным кодом.

Система ориентации (СО) является одной из важнейших систем КА, отвечающих за правильную работу аппарата и ПН. В обязанности СО входят: стабилизация КА, демпфирование колебаний, ориентация в выбранном направлении [18]. Для проекта была выбрана активная магнитная СО (АМСО) вследствие низкой стоимости и сложности изготовления, а также возможности активной ориентации. Принцип действия АМСО состоит в создании исполнительными органами (ИО) магнитного момента, который ориентирует аппарат по линиям магнитного поля Земли. ИО будут выполнены в виде электрических катушек.

Магнитный момент, создаваемый ИО, зависит от величины тока, площади витка и количества витков:

$$m = I \cdot S \cdot N. \quad (1)$$

Таким образом, встает вопрос о выборе наиболее оптимального соотношения количества и диаметра витков (как следствие массы), мощности и создаваемого магнитного момента (1). Для увеличения создаваемого магнитного момента был выбран вариант забортного крепления ИО АМСО, максимально использующий доступную площадь боковых сторон аппарата. Каркас ИО выступает также как кронштейн для установки солнечных батарей. Предложенный концепт ИО можно видеть на рис. 4.

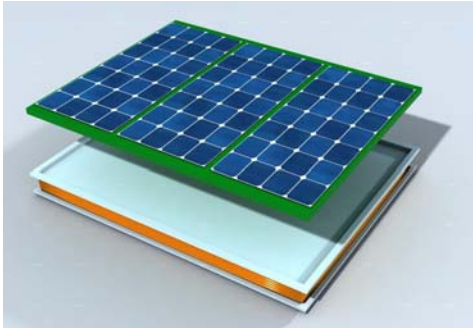


Рис. 4. Концепт исполнительных органов АМСО

Заключение. За счёт проектной модели обучения и личной заинтересованности студентов в космической деятельности может быть решена проблема отсутствия необходимой практики студентов. Создание КА позволит решить проблему оторванности исследований от практического применения и консолидировать студенческую науку в вузе в работе над проектом. Как результат, прогнозируется повышение эффективности обучения. Студенты могут самостоятельно принять непосредственное участие во всех этапах разработки и эксплуатации КА, что позволит впоследствии применить им свои знания в дальнейшей работе на предприятии над большими КА. Также студенты, занимающиеся руководящей и контролирующей деятельностью в рамках таких проектов, получают практические навыки организации проектов, формирования миссии проекта, навыки работы в команде, проведения совещаний, оценки стоимости и риска проектов.

Таким образом, в работе описан студенческий проект SibCube, приведены цели и задачи, преследуемые аппаратом. Проведен предварительный анализ физических условий и технических проблем, связанных с массогабаритными ограничениями. Определён набор используемых решений и технологий (технологии SoC и SpW), сформирована концепция модульной масштабируемой СП КА, которую будет использовать SibCube, а также определены методы достижения модульности и масштабируемости архитектуры как на конструктивном уровне, так и в отношении бортового комплекса управления. Сделан эскизный проект спутника. Кроме этого, в работе приведен концепт решения для СО СМКА SibCube и обоснование такого выбора.

Благодарности. Исследование выполнено при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, соглашение № 14.574.21.0041 от 19.06.2014 г. Уникальный идентификатор RFMEFI57414X0041.

Acknowledgments. The study was supported by the Ministry of Education and Science, the agreement of 19.06.2014 № 14.574.21.0041. Unique identifier RFMEFI57414X0041.

Библиографические ссылки

1. Атанов С. К. Проектирование многоспутниковых группировок на базе сверхмалых космических аппаратов [Электронный ресурс] / Евразийский нац. ун-т им. Л. Н. Гумилева. URL: http://repository.enu.kz/handle/123456789/1020 (дата обращения:10.10.14).

2. Овчинников М. Ю. «Малыши» завоевывают мир [Электронный ресурс] / Ин-т прикладной математики им. М. В. Келдышева. URL: http://www.keldysh.ru/events/ovch.pdf (дата обращения: 10.10.14).

3. Храмов Д. А. Миниатюрные спутники стандарта CubeSat // Космічна наука і технологія. 2009. № 3 (15). С. 20–31.

4. Стандарт по CubeSat «CubeSat Design Specification», версия 13 от 20.02.2014 г. [Электронный ресурс]. URL: http://2.cubesat.org/images/developers/cds_rev13_final.pdf (дата обращения: 10.10.14).

5. Chin A. [et al.] Standardization Promotes Flexibility: A Review of CubeSats' Success [Электронный ресурс]. URL: http://2.cubesat.org/images/More_Papers/flexibility.pdf (дата обращения: 12.10.14).

6. Deployer standards for an enlarged CubeSat family [Электронный ресурс]. URL: https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cubesat-deployer (дата обращения: 4.10.14).

7. Gunter's Space Page, CubeSat [Электронный ресурс]. URL: http://space.skyrocket.de/doc_sat/cubesat.htm (дата обращения: 12.10.14).

8. Swartwout M. CubeSat Database [Электронный ресурс]. URL: https://sites.google.com/a/slu.edu/swartwout/home/cubesat-database (дата обращения: 12.10.14).

9. Синча О. Ю. Особенности космического производства // Стандарт. 2011. № 8(103). С. 28–32.

10. Шейнин Ю., Солохина Т., Петричкович Я. Технология SpaceWire для параллельных систем и бортовых распределенных комплексов // Электроника: наука, технология, бизнес. 2006. № 5. С. 64–75.

11. Ханов В. Х. Сетевые технологии для бортовых систем космического аппарата: опыт разработки // ТУСУР. 2014. № 2(32). С. 287–293.

12. Вологдин Э. Н., Лысенко А. П. Радиационные эффекты в интегральных микросхемах и методы испытаний изделий полупроводниковой электроники на радиационную стойкость : учеб. пособие. М. : Центр Интерация, 2002. 46 с.

13. Юдинцекв В. Радиационно стойкие интегральные схемы. Надежность в космосе и на земле // Электроника: наука, технология, бизнес. 2007. № 5. С. 72–77.

14. Радиационные условия на орбите КА / И. П. Безродных [и др.] // Ионосфера. Вопросы электромеханики : тр. ВНИИЭМ. Москва, 2011. № 4 (123). С. 19–28.

15. Ханов В. Х., Шахматов А. В., Чекмарёв С. А. Сетевой бортовой комплекс управления малым космическим аппаратом // Современные проблемы радиоэлектроники. Красноярск : Изд-во СФУ, 2014. С. 253–256.

16. Бумагин А., Гулин Ю. Специализированные СБИС для космических применений: проблемы разработки и применения // Электроника: наука, технология, бизнес. 2010. № 1. С. 50–56.

17. Блискавицкий А. А., Кабаев С. В. Операционные системы реального времени (обзор) // Мир компьютерной автоматизации: встраиваемые компьютерные системы [Электронный ресурс]. URL: http://www.mka.ru/?p=40774 (дата обращения: 13.10.14).

18. Попов В. И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов : учеб. пособие. М. : Машиностроение, 1986. 184 с.

References

1. Atanov S. K. [Designing multisatellite groupings based on nano-satellites]. J*evrazijskij natsional'nyj universitet im. L. N. Gumileva.* 2012, no. 6. (In Russ.).

Available at: http://repository.enu.kz/handle/123456789/1020 (accessed 10.10.2014).

2. Ovchinnikov M. Ju. *"Malyshi" zavoevyvajut mir*. ["Babbies" are gaining the world]. *Institut prikladnoj matematiki im. M. V. Keldysheva.* (In Russ.) Available at: http://www.keldysh.ru/events/ovch.pdf. (accessed 11.10.2014).

3. Hramov D. A. [Miniature satellites of "CubeSat" standard]. *Kosmichna nauka i tehnologija.* 2009, vol. 15, no. 3, p. 20–31 (In Russ.).

4. *Standard "CubeSat".* [CubeSat Design Specification]. California, USA, ver.13, 20.02.2014. Available at: http://2.cubesat.org/images/developers/cds_rev13_final.pdf (accessed 11.10.2014).

5. Chin A., Coelho R., Brook L., Nugent R., Dr. Jordi Puig Suari. Standardization Promotes Flexibility: A Review of CubeSats' Success. Available at: http://2.cubesat.org/images/More_Papers/flexibility.pdf (accessed 14.10.2014).

6. CubeSat concept – deployer standards for an enlarged CubeSat family. Available at: https://directory.eoportal.org/web/eoportal/ satellite-missions/c-missions/cubesat-deployer (accessed 14.10.2014).

7. Gunter's Space Page. CubeSat. Available at: http://space.skyrocket.de/doc_sat/cubesat.htm (accessed 11.10.2014).

8. Swartwout M. CubeSat Database. Available at: https://sites.google.com/a/slu.edu/swartwout/home/cubesat-database (accessed 12.10.2014).

9. Sincha O. Ju. [Features of space production industry]. *Standart.* 2011, no. 8(103), p. 28–32 (In Russ.).

10. Shejnin Ju., Solohina T., Petrichkovich Ja. [SpaceWire technology for parallel system and distributed board systems]. *Elektronika: nauka, tekhnologiya, biznes.* 2006, no. 5, p. 64–75 (In Russ.).

11. Hanov V. H. [Network technology for board systems of spececrafts: designing experience]. *TUSUR,* 2014, no. 2(32), p. 287–293 (In Russ.).

12. Vologdin Je. N., Lysenko A. P. *Radiatsionnye jeffekty v integral'nykh mikroskhemakh i metody ispytanij izdelij poluprovodnikovoj jelektroniki na radiatsionnuju stojkost'.* [Radiation effects in integrated circuits and methods of testing semiconductor electronics products to radiation resistance]. Moscow, Centr Interacija Publ., 2002, 46 p.

13. Judincekv V. [Radiation persistent of integrated circuits. Reliability in space and on the earth]. *Elektronika: nauka, tekhnologiya, biznes.* 2007, no. 5, p. 72–77 (In Russ.).

14. Bezrodnyh I. P., Morozova E. I., Petrukovich A. A., Kazancev S. G., Kochetov I. V., Semjonov V. T. [Radiation conditions on an earth orbit]. *"Ionosfera". Voprosy elektromekhaniki : tr. VNIIEM.* 2011, no. 4(123), p. 19–28 (In Russ.).

15. Hanov V. H., Shahmatov A. V., Chekmarjov S. A. [Network board systems to control of small spacecrafts]. *SFU "Sovremennye problemy radioelektroniki".* 2014, p. 253–256 (In Russ.).

16. Bumagin A., Gulin Ju. [Specialized ASIC for space applications: problems of development and application]. *Elektronika: nauka, tekhnologiya, biznes*. 2010, no. 1, p. 50–56 (In Russ.).

17. Bliskavitskii A. A., Kabaev S. V. [Operation system of real time (reveiw)]. *Mir komp'yuternoi avtomatizatsii: vstraivaemye komp'yuternye sistemy* (In Russ.) Available at: http://www.mka.ru/?p=40774. (accessed 13.10.2014).

18. Popov V. I. *Sistemy orientatsii i stabilizatsii kosmicheskikh apparatov.* [Orientation and stabilisation systems for spacecrafts]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1986, 184 p.

© Зуев Д. М., Пятков А. Г., Мовчан П. В., Смирнов Д. В., Костюков А. С., 2014

УДК 629.78

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 167–172

МНОГОГОЛОВЫЙ ЗВЕЗДНЫЙ ДАТЧИК 348К. РЕЗУЛЬТАТЫ НАЗЕМНОЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ

А. Ю. Карелин, Ю. Н. Зыбин, В. О. Князев, А. А. Поздняков, Н. И. Фомичев

ОАО «Научно-производственное предприятие «Геофизика–Космос»
Российская Федерация, 107497, г. Москва, ул. Иркутская, д. 11, корп. 1
E-mail: 1102@geocos.su

Рассмотрен многоголовый звездный датчик 348К, разработка которого завершилась в ОАО «НПП «Геофизика-Космос» в 2013 году. Даны описание конструкции, состав и основные характеристики прибора. Из особенностей конструкции стоит выделить монолитный корпус объектива, реализующий одновременно и посадочную плоскость. Также в приборе 348К применена специальная система – канал геометрического эталона, которая является нерасстраиваемой оптической системой и формирует на фотоприемной матрице шесть изображений для автономной оценки и компенсации систематических погрешностей определения ориентации, вызванных термомеханическими воздействиями. Приведена укрупненная программа наземной экспериментальной отработки (НЭО) и подробности наиболее важных испытаний. При испытаниях прибора 348К впервые была внедрена проверка погрешностей в условиях подвижного основания. Испытания на воздействие протонов с энергиями 50, 100 и 200 МэВ под различными углами падения на фотоприемную матрицу (ФПМ) проводились с целью количественной и качественной оценки влияния падающих протонов на изображение. По результатам анализа возникающих устойчивых дефектных пикселей на ФМП было определено, что наибольший прирост дефектов возникает при энергии 200 МэВ. В ходе натурных испытаний были проведены измерения времени построения начальной ориентации. По результатам натурных испытаний были оценены случайные составляющие погрешностей определения ориентации одним блоком оптическим (БО) и двумя БО за 15 мин работы. Задачей натурных испытаний являлось подтверждение работоспособности прибора по реальным звездам, т. е. подтверждение правильности выбранных алгоритмических решений, а также методов обеспечения точности и чувствительности. Вся программа НЭО была выполнена успешно, результаты всех испытаний положительные. По результатам испытаний был выпущен итоговый отчет о НЭО. После проведения наземных испытаний первого штатного прибора 348К в составе космического аппарата было получено заключение о допуске к летным испытаниям, начало которых состоялось в 2014 году. По первой телеметрической информации видно, что прибор 348К работает и функционирует нормально, выдаёт кватернион ориентации и следит за звёздами в штатном режиме.

Ключевые слова: звездный датчик, наземная экспериментальная отработка, точностные испытания, протоны, звездное небо.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 167–172

MULTI-HEADED STAR TRACKER 348K. FINAL IN-EARTH VALIDATION RESULTS

A. Y. Kareiln, Y. N. Zybin, V. O. Knyazev, A. A. Pozdniakov, N. I. Fomichev

Joint Stock Company Scientific & Production Enterprise «Geofizika–Cosmos»
11-1, Irkutskaya str., Moscow, 107497, Russian Federation
E-mail: 1102@geocos.su

This paper is about multi-headed star tracker 348K, which was developed by JSC "SPE "Geofizika-Cosmos" in 2013. Concept, design and key features are described. The design features are to provide a monolithic body of the lens, which implements both the seating surfaces. Moreover, in the device 348K a special system - channel geometric standard, which is high stability optical system and forms on the APS-based camera six images for self-supporting estimation and compensation of systematic errors in the determination of orientation caused by the thermo-mechanical effect is employed. Also test program during the manufacturing and in-Earth validation as well as some tests details are presented. In tests, the star tracker 348K was first introduced check errors in a movable base. Testing the effect of protons with energies of 50, 100 and 200 MeV at different angles of incidence on the APS-based camera conducted to quantitatively and qualitatively assess the impact of the incident protons on the image. According to the analysis of emerging sustainable defective pixels on APS-based camera, it was determined that the greatest increase in defect occurs when

the energy is 200 MeV. During the full-scale tests measuring the time of construction of the initial orientatio was conducted. According to the results of full-scale tests random error components determination of the orientation of one of the optical head and two optical head for 15 minutes of work were evaluated. The purpose of full-scale tests was to confirm the unit validation of availability on the real star, rather validation of the chosen algorithmic solutions, and methods to assurance of accuracy and sensitivity. The whole test program during the manufacturing and in-Earth validation was successful, the results of all tests are positive. According to the test results the final report on the ground-experimental testing was released. After the ground tests of the first flight unit 348K on board the spacecraft was obtained on admission to the conclusion of flight testing, the beginning of which is expected in 2014.

Keywords: star tracker, in-Earth validation, accuracy tests, protons, real sky tests.

Введение. Концепция многоголового звездного датчика 348К состоит в объединении информации от малогабаритных и малопотребляющих блоков оптических (БО) в общем блоке электронном (БЭ) с целью повышения точности, помехозащищенности и надежности. Однако в отличие от других подобных систем, БО прибора 348К являются автономными звездными датчиками, которые передают кватернион ориентации и угловую скорость по гальванически развязанному интерфейсу RS-485 в БЭ.

Такое решение позволяет обеспечить гибкость и простоту работы с прибором 348К со стороны системы ориентации и стабилизации космического аппарата (СОС КА). От СОС КА не требуется управление БО, контроль их работоспособности, адекватности получаемой информации и расчета равноточной ориентации. Все эти задачи решает малогабаритный резервированный БЭ, одинаковый для любого количества БО (до четырех).

К некоторому недостатку концепции построения многоголового звездного датчика можно отнести большую (по сравнению с моноблочным прибором) сложность наземной экспериментальной отработки (НЭО). НЭО такого прибора подразумевает больший объем проверок, а значит, требует большего количество рабочих мест и технологического оборудования, а также более сложных методик подтверждения характеристик.

1. **Конструкция БО звездного датчика 348К.** Состав БО следующий:

– объектив в монолитном корпусе, поле зрения 19°;

– канал геометрического эталона (КГЭ) [1];

– бленда;

– фотоприемная матрица (ФПМ) APS STAR-1000 [2; 3] с термоэлектрическим модулем охлаждения (ТЭМО);

– платы вычислительного устройства БО;

– вторичные источники питания (ВИП);

– куб-призма для привязки БО к системе координат КА.

На рис. 1 приведена трехмерная модель БО в разрезе.

Из особенностей конструкции стоит выделить монолитный корпус объектива, реализующий одновременно и посадочную плоскость. Также в БО прибора 348К применена специальная система – канал геометрического эталона. КГЭ является нерасстраиваемой оптической системой, состоящей из осветителя (светодиодов) и оптического элемента (пластина–призма), и формирует на фотоприемной матрице БО шесть изображений [4; 5]. При изменении температуры прибора или в результате механических воздействий положение КГЭ в приборной системе координат (определяемой посадочной плоскостью) остается неизменным. Изменение положения изображений КГЭ на ФПМ указывает в таком случае на изменение положения самой ФПМ – ее возможный сдвиг поперек поля зрения, угловое перемещение и изменение фокусного расстояния объектива. Таким образом, реализуется автономная оценка и компенсация систематических погрешностей определения ориентации, вызванная термомеханическими воздействиями. Система КГЭ применяется и в других приборах [6] ОАО «НПП «Геофизика–Космос» и защищена двумя патентами [7; 8].

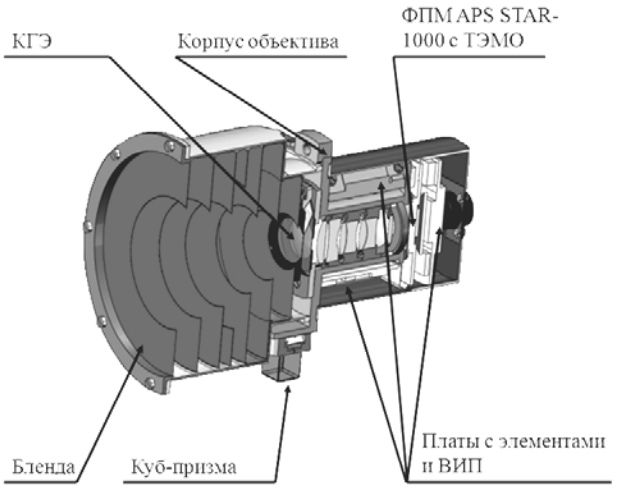


Рис. 1. Блок оптический прибора 348К в разрезе

Масса БО составляет 1,2 кг, включая светозащитную бленду с углом защиты 40º от Солнца и 34º от Земли. Имеются также бленды с углами защиты от Солнца 30º (24º от Земли) и 25º (21º от Земли).

При напряжении питания 27 В потребляемая мощность БО без ТЭМО 3 Вт (температура посадочной плоскости от –40 до +5 °С). Потребляемая мощность с включенным ТЭМО менее 5,5 Вт (температура посадочной плоскости от +5 до +50 °С).

2. Конструкция БЭ звездного датчика 348К. БЭ состоит из двух независимых одинаковых вычислительных устройств. К БЭ может быть подключено до 4 БО. Длина кабелей между БЭ и БО до 10 м. БЭ имеет дублированный интерфейс обмена с СОС КА MIL STD 1553B (ГОСТ Р52070–2003). На рис. 2 приведена трехмерная модель БО в разборе.

Масса резервированного БЭ составляет 1,0 кг. Потребляемая мощность БЭ 1,5 Вт (27 В). Допустимая температура посадочной плоскости от –40 до +50 °С задается гарантированной температурой основания.

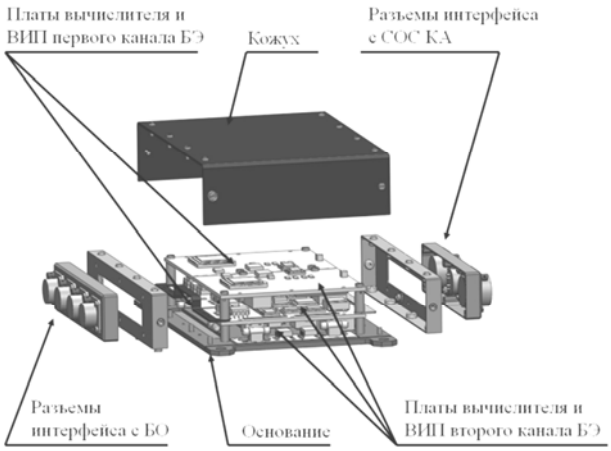


Рис. 2. Резервированный блок электронный прибора 348К

3. Основные технические характеристики звездного датчика 348К:

1) состав поставки:

– 4 БО + резервированный БЭ (базовый вариант);

– 3 варианта КПА;

– набор светозащитных бленд: 25°, 30°, 40°;

2) габариты и масса:

– БО с блендой 40°: Ø 132 × 210 мм, 1,2 кг;

– резервированный БЭ: 166 × 94 × 37 мм, 1,0 кг;

3) длина кабелей БО–БЭ: 10 м (базовый вариант);

4) частота обновления информации: 5 Гц;

5) погрешность по трем осям (при активных 2 БО с углом между визирными линиями ~90°):

– 15 угл. с (максимальная);

– 3 угл. с (1σ случайная);

6) предельная угловая скорость с сохранением точности и вероятности распознавания:

– для 1 БО 0,2 °/с;

– для 2...4 БО – больше 0,25 °/с (зависит от взаимного расположения);

7) потребляемая мощность (27 В):

– 1 БО: 3,0 Вт (ТЭМО выключен) или 5,5 Вт (ТЭМО включен);

– БЭ: 1,5Вт;

8) ресурс: 150 000 часов для варианта 4 БО + резервированный БЭ;

9) температурный диапазон: –40...+50 °С (задается температурой посадочной плоскости);

10) интерфейсы:

– БЭ–БЦВК: MIL STD 1553B (ГОСТ Р52070–2003);

– БО–БЭ: RS-485;

11) помехозащищенность и некоторые особенности:

– БЭ автономно управляет включением-выключением БО и осуществляет контроль данных от БО;

– 2 постоянно работающих БО, остальные в холодном резерве;

– Луна в поле зрения БО не влияет на функционирование;

– специальные алгоритмы для парирования помех (протоны, частицы, звездоподобные объекты, дефектные пиксели и др.) [9–11];

– только радиационно стойкие электронные компоненты.

4. Наземная экспериментальная отработка. Все работы по подтверждению характеристик прибора можно условно разделить на две части – проверки, которым подвергается каждый изготавливаемый прибор, и расширенный набор проверок, которым подвергается первый образец серии или образец для предварительных испытаний.

К основным проверкам каждого прибора относятся следующие виды испытаний:

а) проверки точности и чувствительности:

– при неподвижном основании;

– при подвижном основании (до 0,2 °/с);

– в условиях вакуума и температур от –40 до +50 °С;

б) проверка времени распознавания;

в) проверка слежения – 4 ч;

г) механические испытания:

– термовиброциклирование;

– широкополосная случайная вибрация;

– синусоидальная вибрация;

д) наработка:

– 200 ч в условиях термоциклов;

– 100 ч в условиях вакуума и термоциклов;

е) проверки функционирования в условиях помех по цепям питания;

ж) проверки уровня помех, создаваемых прибором;

з) проверка светонепроницаемости конструкции.

В ходе наземной экспериментальной отработки был также проведен расширенный набор испытаний, включавший:

1) проверки программно-алгоритмического обеспечения:

– длительные проверки слежения – до 50 ч подряд;

– проверки функционирования при угловых скоростях и ускорениях, превышающих требования ТЗ;

– проверки функционирования и на отсутствие сбоев обмена в условиях термоциклов;

2) механические испытания в расширенном объеме:

– удар;

– широкополосная случайная вибрация с повышенным уровнем воздействий;

– синусоидальная вибрация;

– транспортировочная тряска;

3) ускоренные ресурсные испытания;

4) проверки на воздействие электростатического разряда;

5) проверки на электромагнитную совместимость;

6) проверки на воздействие синфазных помех (совместно с разработчиком КА);

7) проверки на влияние постоянного магнитного поля (совместно с разработчиком КА);

8) натурные испытания:

– испытания при неподвижном основании;

– испытания на подвижном основании, в том числе при угловых скоростях, превышающих требования ТЗ;

– подтверждение отсутствия влияния Луны в поле зрения на характеристики распознавания и слежения;

9) проверки на боковую засветку в условиях вакуума с полноценным имитатором Солнца;

10) испытания на воздействие протонов с энергиями от 50 до 200 МэВ.

Вся программа НЭО была успешно выполнена, результаты испытаний положительные. По результатам был выпущен итоговый отчет о НЭО. Далее остановимся на результатах наиболее интересных проверок.

5. Особенности точностных испытаний. Для проведения паспортизации систематических погрешностей определения ориентации и для проверки точностных характеристик был разработан специальный высокоточный оптико-механический стенд. В состав стенда входит гранитное развязанное основание, на котором установлен высокоточный имитатор звезды, и специальная призменная система, которая разделяет световой пучок от имитатора звезды на пять треков. Взаимное угловое расстояние между имитируемыми звездами аттестуется с помощью гониометра с погрешностью менее 1 угл. с. Также имеется возможность разворота призменной системы вокруг оси, параллельной визирной линии имитатора на произвольный угол с точностью ~ 1 угл. с. Таким образом, в поле зрения БО формируется группа звезд.

БО прибора 348К устанавливается на высокостабильное посадочное место, закрепленное на высокоточном поворотном столе с электроприводом. Стенд оснащен системой из трех автоколлиматоров для взаимной привязки систем координат БО и стенда (связанной с визирной линией имитатора и осью вращения поворотного стола).

Температура помещения, в котором находится стенд, поддерживается в диапазоне (20 ± 2) °С. Класс чистоты помещения 3-й (количество пылинок в 1 м^3 не более 1000).

Главная особенность методики подтверждения точностных характеристик заключается в проверке максимальных суммарных погрешностей определения ориентации системы координат БО в системе координат стенда (имитируемой геоцентрической системе координат). Такой подход реализует проверку абсолютных погрешностей, а не отдельных их составляющих, как, например, погрешность определения координат одиночной звезды или оценки случайной составляющей погрешности определения ориентации.

При испытаниях прибора 348К впервые была внедрена проверка погрешностей в условиях подвижного основания. В этом случае производится программный разворот БО с угловой скоростью 0,2 °/с и фиксируется кватернион ориентации, выдаваемый БО, а также показания датчика угла разворота поворотного стола. На основе этих данных проводится расчет погрешностей определения ориентации на каждом такте получения информации. Одна контрольная задача выполняется ~ 50 с, разворот составляет не более 10°, так как при дальнейшем развороте поворотного стола звезды покинут поле зрения и слежение прекратится.

Величины суммарных погрешностей стенда удобнее всего выразить как максимальную ошибку в знании положения системы координат БО в системе координат стенда. С учетом инструментальных и методических погрешностей такие оценки составляют порядка 2...3 угл. с при неподвижном основании и 5...6 угл. с в условиях динамики.

6. Результаты испытаний на воздействие протонов. Испытания проводились с целью количественной и качественной оценки влияния падающих протонов на изображение с ФПМ APS STAR-1000 [2; 3] в составе БО прибора 348К. Причем оценка проводилась по двум критериям: первый – оценка количества помеховых изображений от падающих на ФПМ протонов и проверка методов парирования их влияния; второй – оценка количества устойчивых дефектных пикселей ФПМ, вызываемых протонами, на конец срока жизни прибора.

На рис. 3 показан БО прибора 348К в ходе испытаний на протонном ускорителе ФГУП ГНЦ ИТЭФ (г. Москва).

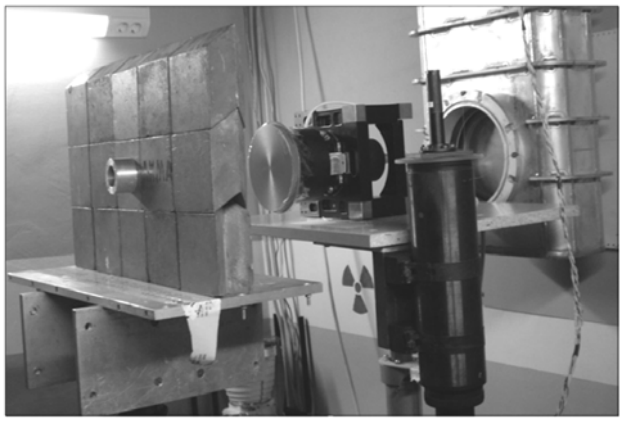


Рис. 3. Блок оптический прибора 348К при испытаниях на протонном ускорителе

Испытания проводились для случая воздействия протонов с энергиями 50, 100 и 200 МэВ под различными углами падения на ФПМ. По результатам исследования характера изображений от падающих на ФПМ протонов были доработаны алгоритмы парирования влияния протонов при поиске, распознавании и слежении за звездами.

По результатам анализа возникающих устойчивых дефектных пикселей на ФМП было определено, что наибольший прирост дефектов возникает при энергии 200 МэВ. Дальнейшие испытания по набору суммарного флюенса протонов проводились на энергии 200 МэВ. За время проведения испытаний БО набрал суммарный флюенс $1{,}43 \cdot 10^{10}$ протон/см^2. Используя специальные методики пересчета и математическое моделирование, было оценено, что количество образовавшихся дефектных пикселей к концу срока активного существования на ГСО не повлияет на характеристики распознавания и слежения.

7. Результаты натурных испытаний. Задачей натурных испытаний, прежде всего, являлось подтверждение работоспособности прибора по реальным звездам, т. е. подтверждение правильности выбранных алгоритмических решений [12–14], а также методов обеспечения точности и чувствительности (приборный каталог звезд насчитывает более 2200 звезд [15–18]).

На рис. 4 приведены оценки случайных составляющих погрешностей определения ориентации одним БО и двумя БО за 15 мин работы.

Как видно из рис. 4, по показаниям двух БО прибор 348К проводит расчет равноточной ориентации, а СКО погрешностей составляют менее 3 угл. с по всем трем осям.

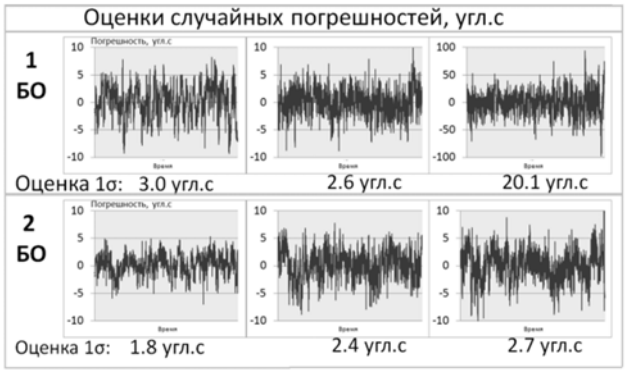


Рис. 4. Оценки случайных погрешностей определения ориентации

В ходе натурных испытаний были проведены измерения времени построения начальной ориентации, причем началом отсчета времени являлся момент подачи питаний на БЭ. Таким образом, время построения начальной ориентации включает в себя:

– время инициализации, конфигурирования и самопроверки БЭ;

– время последовательного включения БО;

– время инициализации, конфигурирования и самопроверки БО;

– время проведения калибровки БО по КГЭ;

– время поиска и селекции световых источников;

– время распознавания звезд и расчета кватерниона ориентации.

Всего было проведено 30 замеров (при различных ориентациях БО, направлениях вращения и угловых скоростях), причем 10 замеров были проведены при наличии Луны в поле зрения БО. Результаты приведены в таблице.

Время построения начальной ориентации

Время построения начальной ориентации, с	
$\lvert\omega\rvert$ = 15 "/с	
Среднее	8,6
Максимальное	11,2
Минимальное	7,8
$\lvert\omega\rvert$ = 0,215 °/с	
Среднее	9,4
Максимальное	14,5
Минимальное	7,8

Отметим, что температура посадочной плоскости во время проведения испытаний составляла около +5 °С. В реальных условиях эксплуатации ко времени построения начальной ориентации может добавиться время охлаждения ФПМ (не более 60 с при температуре посадочной плоскости 50 °С).

Заключение. Все испытания из состава НЭО были успешно проведены на специально изготовленном образце прибора 348К. В ходе НЭО были подтверждены все требования ТЗ на прибор, отработаны методики наземной отработки, а также была откорректирована документация. После проведения наземных испытаний первого штатного прибора 348К в составе КА было получено заключение о допуске к летным испытаниям, начало которых состоялось в 2014 году.

Библиографические ссылки

1. Колосов М. П. Оптика адаптивных угломеров. Введение в проектирование : монография. М. : Логос, 2011. 256 с.

2. Schmidt U., Michel K., Airey S. P. Active pixel sensor technology applied in autonomous star sensors – advantages and challenges // AAS 07-063.

3. Leparge G. Expected outcomeofAPS developments for astrophysics instrumentation, Astrophysics detector workshop. 2008.

4. Гебгарт А. Я., Колосов М. П. Нерасстраиваемые оптические системы угломеров с неподвижной линией визирования // Оптический журнал. 2010. Т. 77, № 10. С. 48–53.

5. Федосеев В. И., Карелин А. Ю., Короткова Е. Л. Калибровка угломерных оптических приборов КА по звездам // Оптический журнал. 1995. № 9. С. 26–32.

6. Результаты летной отработки прибора звездной ориентации 329К и пути решения проблем создания аппаратуры с длительным сроком активного существования / Федосеев В. И. [и др.] // Навигационные спутниковые системы, их роль и значение в жизни современного человека. Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2012. 382 с.

7. Пат. 2399871 С1 Российская Федерация. Углоизмерительный звездный прибор / Гебгарт А. Я., Колосов М. П., Гусев М. Е. 2009.

8. Пат. 2442109 С1 Российская Федерация. Углоизмерительный звездный прибор / Колосов М. П., Гебгарт А. Я. 2010.

9. Accardo D. Tracring algorithm for star sensors using CMOS devices // IAA~2003.

10. Fast tracking predicative centroiding scheme. / M. U. Pehman [et al.] // Proc. of SPIE. 2008. Vol. 7128.

11. Quine B. Determination star – image location. A new subpixel interpolation techniques to process image centroids // Computer Physics Communication. 2007. № 177.

12. Пат. 2408849 С1 Российская Федерация. Способ и устройство измерения угловых координат звезд / Абакумов В. М., Герасимов С. А., Исаков А. Н., Федосеев В. И. 2009.

13. Пат. 2408898 С1 Российская Федерация. Способ поиска и обнаружения точечных целей оптико-электронными приборами / Абакумов В. М., Герасимов С. А., Исаков А. Н., Федосеев В. И. 2009.

14. Пат. 2420761 С1 Российская Федерация. Способ измерения угловых координат точечной цели оптико-электронным прибором / Абакумов В. М., Герасимов С. А., Исаков А. Н., Федосеев В. И. 2009.

15. Алексеев А. А., Мамаев В. Я. Использование нейросетевых технологий в задаче астронавигации // Аэрокосмические приборы и системы. 77 с.

16. Кружилов И. С. Методы и программные средства повышения эффективности распознавания

групп звезд в автономной астронавигации : автореф. дис. … к-та техн. наук : 05.13.11 / Моск. энерг. ин-т (Техн. ун-т). М., 2010. 22 с.

17. Liebe C. C. Star sensor for attitude determination // IEEE AES system magazine. 1995.

18. Review. A survey on star identification algorithms / B. B. Spratling [et al.] // Algorithms. 2009. № 2.

References

1. Kolosov M. P. *Optika adaptivnikh uglomerov. Vvedenir v proektirovanie* [Adaptive optics goniometers. Introduction to engineering]. Moscow, Logos Publ., 2011, 256 p.

2. Schmidt U., Michel K., Airey S. P. Active pixel sensor technology applied in autonomous star sensors – advantages and challenges. *AAS 07-063*.

3. Leparge G. Expected outcomeofAPS developments for astrophysics instrumentation, Astrophysics detector workshop. 2008.

4. Gebgart A. Ya., Kolosov M. P. [Nerasstraivaemie optical system goniometers with a fixed line of sight]. *Optical magazine*. 2010. Vol. 77, no. 10, p. 48–53. (In Russ.).

5. Fedoseev V. I., Karelin A. Yu., Korotkova E. L. [Calibration of angle optical devices spacecraft star]. *Optical magazine.* 1995, no. 9, p. 26–32. (In Russ.).

6. Fedoseev V. I., Kunyaev V. V., Isakov A. N., Ovchinnikov V. A., Knyazev V. O., Krugilov I. S., Titov G. P., Shevlyakov O. V. [The results of flight testing stellar star sensor 329K and solution to the problems of creating instruments with a long active life]. *Navigatsionnye sputnikovye sistemy, ikh rol' i znachenie v zhizni sovremennogo cheloveka* [Navigation satellite systems, their role and importance in the life of modern man]. SibSAU, Krasnoyarsk, 2012, 382 p.

7. Gebgart A. Ya., Kolosov M. P., Gusev M. E. *Ugloizmeritel'nyi zvezdnyi pribor* [Angle measuring stellar sensor]. Patent RF № 2 399 871 C1. 2009.

8. Kolosov M. P., Gebgart A. Ya. *Ugloizmeritel'nyi zvezdnyi pribor* [Angle measuring stellar sensor]. Patent RF № 2442109 C1, 2010.

9. Accardo D. [Tracring algorithm for star sensors using CMOS devices]. *IAA~2003.*

10. Pehman M. U. et al. [Fast tracking predicative centroiding scheme]. *Proc. of SPIE.* 2008, vol. 7128.

11. Quine B. [Determination star – image location. A new subpixel interpolation techniques to process image centroids]. *Computer Physics Communication.* 2007, 177 p.

12. Abakumov V. M., Gerasimov S. A., Isakov A. N., Fedoseev V. I. *Sposob i ustroistvo izmereniya uglovykh koordinat zvezd* [Method of measuring the angular coordinates of stars]. Patent RF № 2 408 849 C1, 2009.

13. Абакумов Abakumov V. M., Gerasimov S. A., Isakov A. N., Fedoseev V. I. *Sposob poiska i obnaruzheniya tochechnykh tselei optiko-elektronnymi priborami* [A method of searching and detecting point targets optoelectronic devices]. Patent RF № 2 408 898 C1, 2009.

14. Abakumov V. M., Gerasimov S. A., Isakov A. N., Fedoseev V. I. *Sposob izmereniya uglovykh koordinat tochechnoi tseli optoko-elektronnym priborom* [A method for measuring the angular coordinates point taget optoelectronic devices]. Patent RF № 2 420 761 C1, 2009.

15. Alekseev A. A., Mamaev V. Ya. [The use of neural network technology in the problem of celestial navigation] *Aerokosmicheskie pribori i sistemi,* 77 p. (In Russ.).

16. Krugilov I. S. *Metody i programmnye sredstva povysheniya effektivnosti raspoznavaniya grupp zvezd v avtonomnoi astronavigatsii: avtorefer. dis. k-ta tehnicheskih nauk* [Methods and software improve the efficiency of detection of groups of stars in autonomous celestial navigation: Author's abstract of the dissertation of the candidate of technical scinces] Moscow MEI (Tehn. univ.), 2010, 22 p.

17. Liebe C. C. [Star sensor for attitude determination]. *IEEE AES system magazine*. 1995.

18. Spratling B. B. et al. [Review. A survey on star identification algorithms]. *Algorithms*, 2009, 2.

© Карелин А. Ю., Зыбин Ю. Н., Князев В. О., Поздняков А. А., Фомичев Н. И., 2014

УДК 62-526

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 173–178

МОБИЛЬНАЯ СИСТЕМА ИМИТАЦИИ НЕВЕСОМОСТИ ДЛЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

И. В. Ковалев[1], Ю. О. Кикоть[2]

[1]Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
[2] ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: secret398@mail.ru

Исследуется проблема возможности создания системы имитации невесомости в наземных условиях для крупногабаритных космических аппаратов. Предлагается упрощение и унификация конструкции системы имитации невесомости для подвижных элементов трансформируемых механизмов КА за счет блока управления на основе компьютера и микроконтроллера, соответствующего ПО и необходимого количество модулей обезвешивания. Предлагаемая система имитации невесомости не ограничивает зону проведения монтажно-сборочных работ с космическим аппаратом, т. е. может быть расположена в цехах, оборудованных подвесными кранами или кран-балками, не создавая помех для их работы, т. е. может монтироваться по месту на стенах, потолке и в сложенном состоянии не занимать рабочее пространство над космическим аппаратом.

Система имитации невесомости позволяет обезвешивать элементы конструкции, имеющие разную скорость движения, и преодолевать сложные траектории движения в процессе раскрытия, таким образом, имеется возможность постоянно удерживать весь объект в целом в обезвешенном состоянии. Кроме того, система имитации невесомости позволяет снимать весовые характеристики (посредством весоизмерительной ячейки) при наземных испытаниях – экспериментальном уточнении параметров при физической отработке механизмов раскрытия антенных систем космического аппарата. Данные впоследствии используются для более качественной имитации невесомости при раскрытии антенных систем космического аппарата.

Дается обоснование перспективности применения данной системы имитации невесомости, указываются её преимущества по сравнению с другими системами имитации невесомости.

Ключевые слова: система имитации невесомости, космический аппарат, управление, испытания, модуль обезвешивания, консольная конструкция.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 173–178

MOBILE SYSTEM WEIGHTLESSNESS SIMULATION FOR A LARGE SPACECRAFT

I. V. Kovalev[1], Y. O. Kikot[2]

[1]Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation
[2] JSC “Information satellite systems” named after academician M. F. Reshetnev”
52, Lenin str., Jeleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
E-mail: secret398@mail.ru

We study the problem of the possibility of creating a system of weightlessness simulation in ground conditions for large spacecraft. It is proposed to simplify and unify the system design of weightlessness simulation for mobile elements transformed mechanisms SC by the control unit on the basis of the computer and the microcontroller, appropriate software and the necessary number of modules weightlessness simulation. The proposed system simulate weightlessness, does not limit the area of installation and assembly work with the spacecraft, i. e. may be located in the shops equipped with an overhead crane or crane girders, not interfering with their work, that is, can be mounted in place on the walls, the ceiling and in the folded position does not occupy a working space over the spacecraft.

The system simulating weightlessness allows weightlessness simulation structural elements having different speed and overcome the complex motion path during the expansion, so it is possible to constantly keep the whole object in general weightlessness state. In addition the system allows the simulation of weightlessness shoot weight characteristics (via the load cell) during ground tests – experimental specification parameters for physical development of mechanisms

disclosure of antenna systems of the spacecraft. They are subsequently used to better simulate weightlessness when disclosing antenna systems of the spacecraft.

The substantiation of the prospects of this system simulate weightlessness is given, its advantages in comparison with other systems simulate weightlessness is indicated.

Keywords: system of weightlessness simulation, spacecraft, control, test module weightlessness simulation cantilevered construction.

Введение. Система имитации невесомости может найти применение в различных областях промышленности, прежде всего, авиационной и ракетно-космической. В частности, система относится к испытательной технике, к наземным испытаниям механизмов, имеющих гибкую, многозвенную конструкцию, рассчитанную на работу в невесомости.

Подобные конструкции (складные панели солнечных батарей космических аппаратов, раскрываемые многозвенные конструкции и т. п.) необходимо равномерно обезвешивать, прилагая усилие к каждому звену конструкции, в процессе перемещения этих звеньев относительно друг друга. Система имитации невесомости может быть использована для обезвешивания крупногабаритных трансформируемых конструкций и устранения деформаций или разрушений под действием силы тяжести при наземных испытаниях (экспериментального уточнения или идентификации параметров математической модели конструкции механизмов на Земле) или при физической отработке и поверке работы системы управления трансформируемыми конструкциями на Земле для проведения лётных испытаний [1; 2].

Постановка задачи. Создание стационарных портальных конструкций, на которых размещается система обезвешивания, предполагает строительство отдельного технологического участка, точное позиционирование космического аппарата (КА) или отдельных элементов его конструкции под соответствующими элементами системы. Это накладывает ограничения и создает дополнительные трудности при работе с крупногабаритными КА [3–8].

Возникает необходимость в конструкции, которая не ограничивает зону проведения монтажно-сборочных работ с КА, т. е. может быть расположена в цехах, оборудованных подвесными кранами или кран-балками, тем самым не создавая помех для их работы, т. е. может монтироваться по месту на стенах, потолке и в сложенном состоянии не занимать рабочее пространство над КА. Сказанное дает возможность позиционировать научную задачу разработки «мобильной» системы имитации невесомости как новую и актуальную.

Цель изобретения. Целью изобретения является упрощение и унификация конструкции, создание возможности имитации невесомости в наземных условиях для подвижных элементов трансформируемых механизмов КА больших габаритов и значительных перемещений обезвешиваемых подвижных элементов конструкций, предназначенных для работы в состоянии невесомости. Указанная цель достигается тем, что в предлагаемой системе имитации невесомости имеется блок управления на основе компьютера и микроконтроллера, соответствующее программное обеспечение и необходимое количество модулей обезвешивания, соответствующих требуемому количеству точек приложения усилия обезвешивания.

Описание разработанной мобильной системы имитации невесомости. Каждый модуль обезвешивания представляет собой консольную конструкцию, крепящуюся на стену или потолок, имеющую возможность вращения относительно точки крепления, подобно электрическому консольному крану с сервоприводом. В зависимости от точки крепления достигается требуемый угол поворота стрелы. В случае крепления на стену угол поворота стрелы – 180º, в случае крепления на потолок – 360º. Второй сервопривод установлен на некотором расстоянии от первого на стреле и позволяет вращаться на 270º второй части конструкции относительно первой. Совместным согласованным движением по радиусам поворота обеих сервоприводов достигается требуемая траектория движения грузозахватного органа, устанавливаемого на конце второй части конструкции.

Модульный принцип построения позволяет адаптировать систему под различные характеристики из небольшого, экономически обоснованного количества типоразмеров модулей, которые подбираются, исходя из геометрии и необходимого числа точек приложения усилия обезвешивания применительно к конкретному объекту. Кроме этого, конструкция позволяет расположить точки приложения усилий обезвешивания компактно, когда первоначально элементы обезвешиваемого объекта находятся в сложенном положении, располагая модули на стенах или потолке по разные стороны от обезвешиваемого объекта, а затем по мере раскрытия и приведения в рабочее состояние перемещать эти точки – каждую по самостоятельной траектории с разными скоростями в следящем режиме, по мере раскрытия (перемещения) составных частей объекта обезвешивания [9–12].

С учетом вышеизложенного создана универсальная система имитации невесомости. Система включает в себя (рис. 1) блок управления *1* и необходимое количество модулей обезвешивания (для примера на рис. 1 показана система с двумя модулями *2* и *3*).

Каждый модуль *2* или *3* (рис. 2) включает в себя два сервопривода (М1 и М2). Первый сервопривод *4* крепится к стене или к потолку. На рабочий вал *6* сервопривода *4* крепится поворотная консоль *7*, на конце которой расположен второй сервопривод *5*, в свою очередь, имеющий собственную поворотную консоль *8*, на конце которой находится грузозахватный орган *9* (рис. 3). Грузозахватный орган *9* состоит из весоизмерительной ячейки *10*, соединенной с платформой *11*, на которой установлен электропривод *12*, редуктор

которого связан с катушкой *13*, на которой намотан строп *14*. Строп идет на тросоукладчик *15*, на котором установлен датчик угла *16*, определяющий его вертикальное отклонение, и датчик расхода стропа *17*.

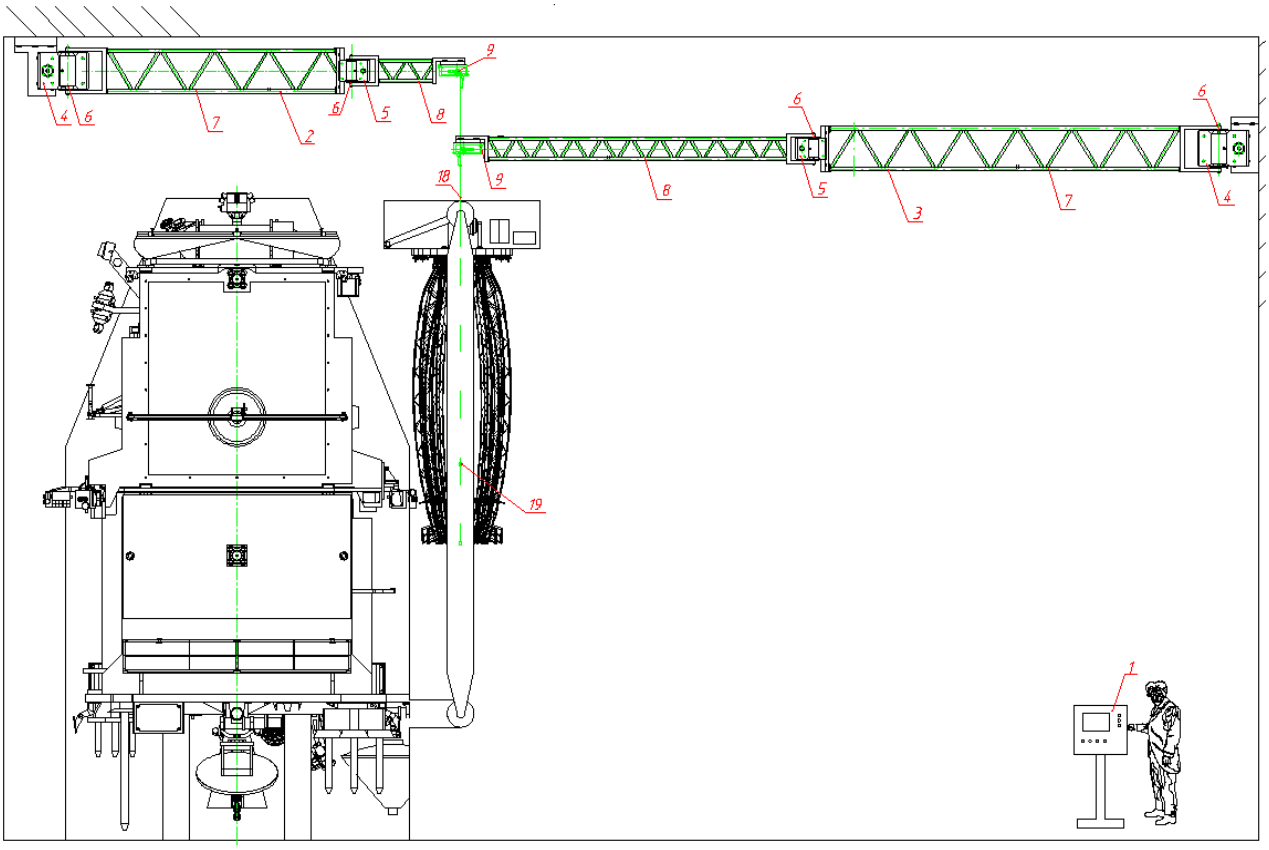


Рис. 1. Исходное положение

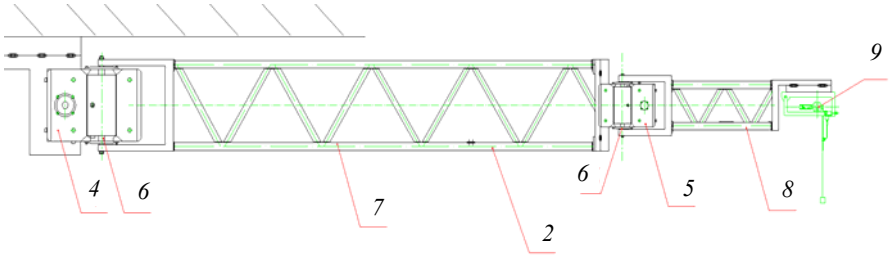


Рис. 2. Модуль обезвешивания

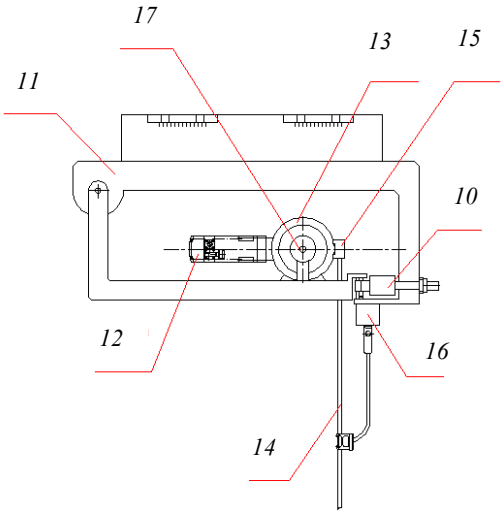


Рис. 3. Грузозахватный орган

В целом предлагаемая система имитации невесомости работает следующим образом:

– перед процессом раскрытия устанавливается необходимое количество модулей *2* и *3*, соответствующее количеству точек приложения усилия обезвешивания, гибкие связи *18* грузозахватного органа *9* присоединяются к элементам обезвешиваемого объекта *19*, находящегося в сложенном положении (см. рис. 1);

– при раскрытии элементы обезвешиваемого объекта *19* (рис. 4 и 5) начинают поступательное движение, система имитации невесомости по сигналам с датчиков угла *16* осуществляет позиционирование модулей *2* и *3* таким образом, чтобы гибкие связи *18* были вертикальные по отношению к объекту обезвешивания *19* вплоть до конечного расположения системы (рис. 5).

Сигналы с датчика угла *16* поступают в систему управления *1*, в которой задаются алгоритм и динамические характеристики (скорости, ускорения) сервоприводов (М1 и М2) с целью поддержания вертикальности гибкой связи *18*.

Система имитации невесомости позволяет обезвешивать элементы конструкции, имеющие разную скорость движения в процессе раскрытия, так как работает в следящем режиме по сигналам с датчиков угла отклонения *16*, и каждый модуль *2* и *3* системы работает на «свой» элемент обезвешиваемой конструкции *19*. Таким образом, имеется возможность удерживать весь объект в целом в обезвешенном состоянии. Так, в приведенном примере (рис. 6) модуль *2* проходит прямолинейную траекторию от точки *A* до точки *B*, а модуль *3* проходит сложную траекторию от точки *A* до точки *C* и далее – до точки *D*.

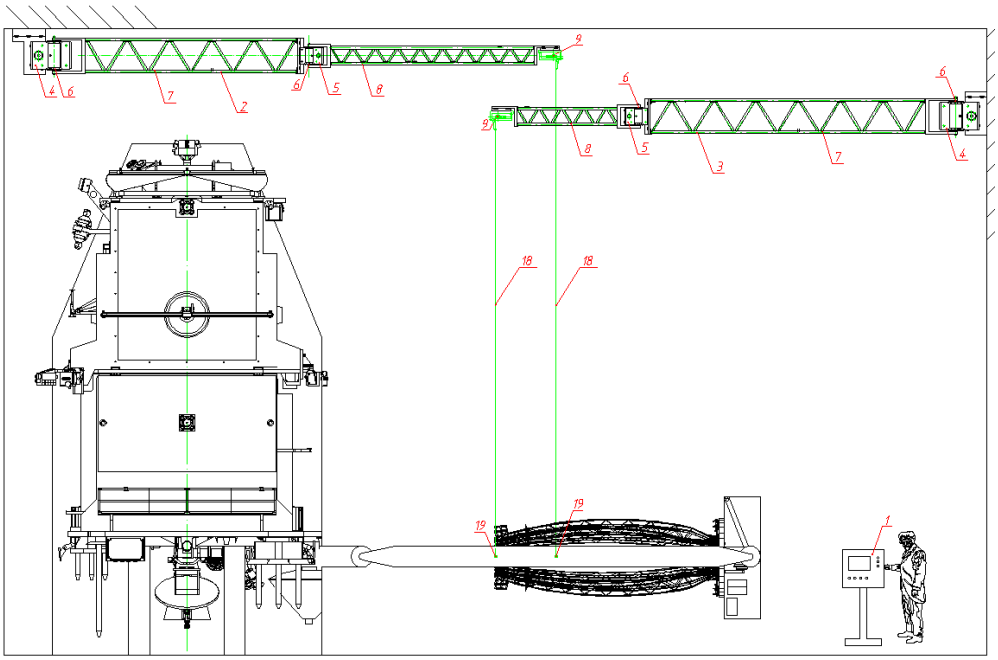


Рис. 4. Промежуточное положение

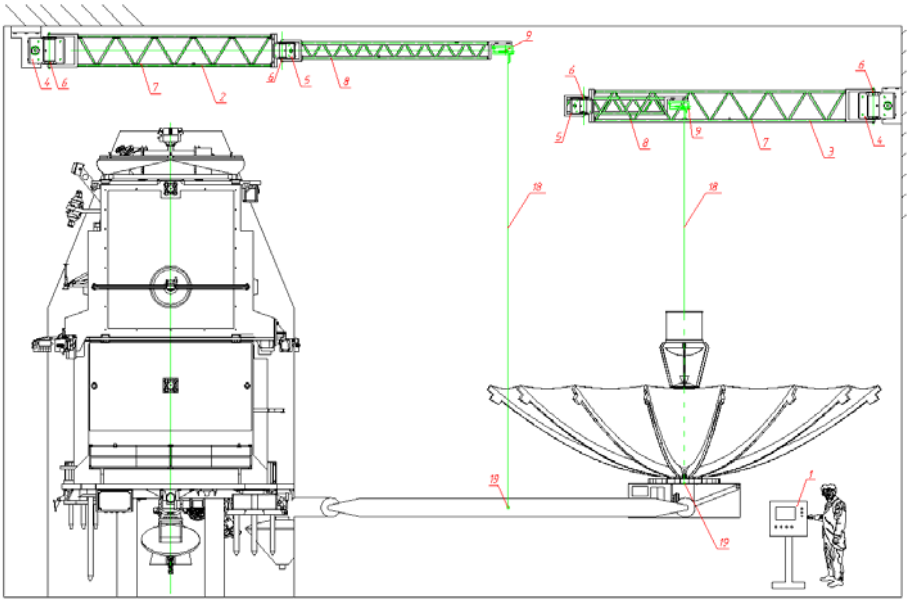


Рис. 5. Конечное положение

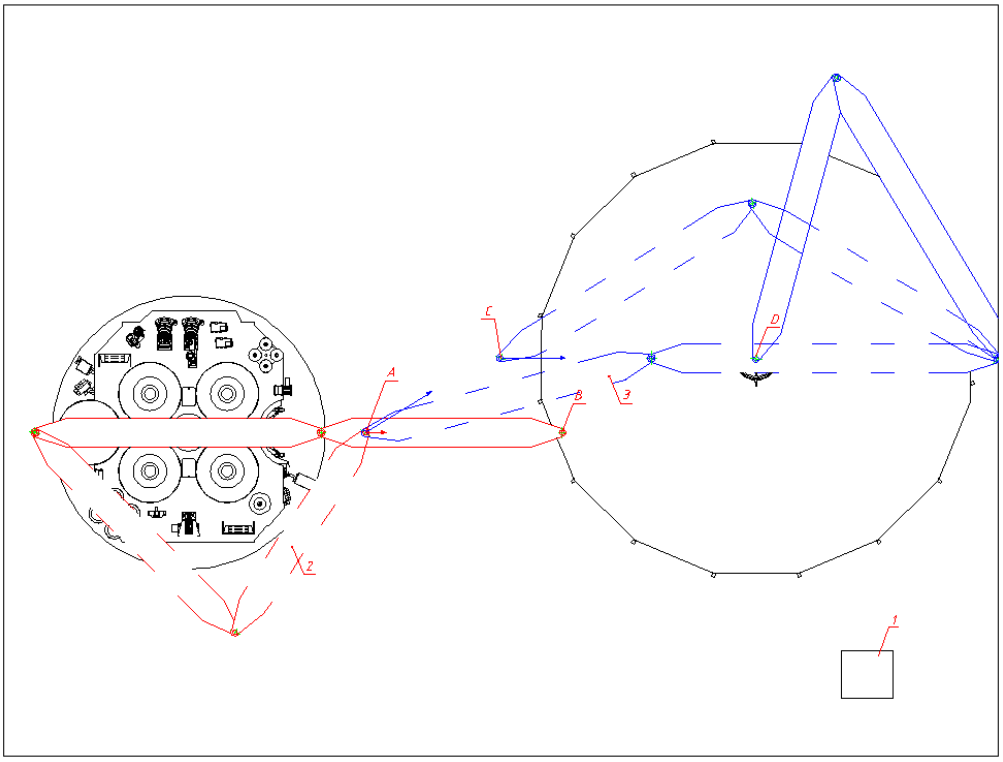


Рис. 6. Вид сверху

Заключение. При больших габаритах и сложных конструкциях приводов раскрытия антенных систем зачастую сложно предоставить точные расчетные данные необходимых усилий обезвешивания, включающих в себя не только собственно массовесовые характеристики конструкции, но усилия и моменты, связанные с динамическими характеристиками процесса раскрытия [12–15]. Предлагаемая система имитации невесомости позволяет снимать весовые характеристики (посредством весоизмерительной ячейки), при наземных испытаниях – экспериментальном уточнении параметров при физической отработке механизмов раскрытия антенных систем КА. Данные впоследствии используются для более качественной имитации невесомости при раскрытии антенных систем КА.

Библиографические ссылки

1. Фатеева В. Ф. Малые космические аппараты информационного обеспечения / под ред. В. Ф. Фатеева. М. : Радиотехника, 2010. 320 с.

2. Авиапанорама : междунар. авиационно-космический журнал [Электронный ресурс]. 2003–2004. URL: http://aviapanorama.su.

3. Новости космонавтики : научно-популярный журнал [Электронный ресурс]. 2013–2014. URL: http://novosti-kosmonavtiki.ru.

4. Дебда Д. Е., Пятибратов Г. Я. Анализ возможностей активных и комбинированных электромеханических систем компенсации силы тяжести обезвешиваемых объектов // Изв. вузов. Электромеханика. 2001. № 2. С. 33–37.

5. Ковалев И. В., Кикоть Ю. О. К вопросу повышения точности и надежности системы испытания и имитации невесомости для космических аппаратов // Вестник СибГАУ. 2014. Вып. 2(54). С. 106–109.

6. Голдобин Н. Н., Шендалев Д. О. Математические методы, используемые для оценки точности положения и формы крупногабаритного рефлектора космического аппарата // Решетневские чтения : материалы XVII Междунар. науч. конф. (12–14 нояб. 2013, г. Красноярск). Красноярск, 2013. С. 65–66.

7. Tibert G. Deployable tensegrity structures for space applications. Doctoral thesis [Электронный ресурс]. Stockholm : Royal Institute of Technology, 2002. URL: http://www.mech.kth.se/thesis/2002/phd/phd_2002_gunnar_tibert.pdf.

8. Голдобин Н. Н. Методика оценки формы радиоотражающей поверхности крупногабаритного трансформируемого рефлектора космического аппарата // Вестник СибГАУ. 2013. Вып. 1(47). С. 106–111.

9. Разработка математической модели и численное моделирование напряженно-деформированного состояния крупногабаритного рефлектора / А. В. Бельков [и др.] // Решетневские чтения : материалы XVII Междунар. науч. конф. (12–14 нояб. 2013, г. Красноярск). Красноярск, 2013. С. 58–59.

10. Зимин В. Н., Крылов А. В., Чурилин С. А., Файзуллин Ф. Р. К расчету раскрытия крупногабаритных трансформируемых космических конструкций // Решетневские чтения : материалы XVII Междунар. науч. конф. (12–14 нояб. 2013, г. Красноярск). Красноярск, 2013. С. 68–69.

11. Михалкин В. М., Романенко И. В. Анализ применимости системы обезвешивания пассивного типа для крупногабаритного крыла батареи солнечной //

Решетневские чтения : материалы XVII Междунар. науч. конф. (12–14 нояб. 2013, г. Красноярск). Красноярск, 2013. С. 88–89.

12. Михнёв М. М., Землянский В. В., Житник М. В., Ермакова С. В. Решение проблемы сборки перспективных антенн // Решетневские чтения : материалы XVII Междунар. науч. конф. (12–14 нояб. 2013, г. Красноярск). Красноярск, 2013. С. 30–32.

13. Лавров В. И., Сомов В. Г., Сивирин П. Я. Измерение параметров крупногабаритных бортовых антенн спутниковых систем связи / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2010. 152 с.

14. Ерохин Г. А., Чернышев О. В., Козырев Н. Д., Кочержевский В. Г. Антенно-фидерные устройства и распространение радиоволн. Горячая линия–Телеком, 2004. 491 с.

15. Пат. 233970 RU C2 G61M19/00 B64П7/00. Устройство имитации невесомости механизмов с гибкой конструкцией элементов / Дроздов А. А., Агашкин С. В., Михнев М. М., Ушаков А. Р. 27.09.2008.

References

1. Fateeva V. F. *Malye kosmicheskie apparaty informatsionnogo obespechenija* [Small spacecraft information provision, Ed. V. F. Fateeva]. Moscow, Radiotehnika publ., 2010, 320 p.

2. *Aviapanarama: Mezhdunarodnyj aviatsionno-kosmicheskij zhurnal.* [Aviapanarama: Intern Aerospace Journal], 2003–2004. Available at: http://aviapanorama.su.

3. *Novosti kosmonavtiki: naychno-popylyarnyj zhyrnal.* [Space News: Popular Science Journal], 2013–2014. Available at: http://novosti-kosmonavtiki.ru.

4. Debda D. E., Pijatibratov G. Ia. *Analiz vozmozhnostei aktivnykh i kombinirovanykh electromechanicheskikh sistem kompensatsii sily tijazhesti obezhveshivaemykh objektov.* [Analysis of the possibilities of active and combined electromechanical systems compensate gravity obezveshivaemyh objects]. *Izv. vyzov: Electromechanika,* 2001, no. 2, p. 33–37 (In Russ.).

5. Kovalev I. V., Kikot U. O. [On the question of improving the accuracy and reliability of the test and simulate weightlessness for spacecraft]. *Vestnik SibGAU*, 2014, no. 2 (54), p. 106–109 (In Russ.).

6. Goldobin N. N., Shendalv D. O. [Mathematical methods used to assess the position and form accuracy of a large-sized spacecraft reflector]. *Materiali XVII Mezhdynarodnoy naychnoy conferentsii "Reshetnevskie chteniya"* [Proceedings of the XVII Intern. scientific. conf. "Reshetnev readings"]. Krasnoyarsk, 2013, p. 65–66. (In Russ.).

7. Tibert G. Deployable tensegrity structures for space applications. Doctoral thesis. Stockholm: Royal Institute of Technology, 2002. Available at: http://www.mech. kth.se/thesis/2002/phd/phd_2002_gunnar_tibert.pdf. (accessed 05.02.2014).

8. Goldobin N. N. [The estimation of the form of a large-sized transformed radar-reflection for a spacecraft]. *Vestnik SibGAU*, 2013, no. 1(47), p. 106–111 (In Russ.).

9. Belkov A. V., Valishevskii O. K., Velichko A. I., Zhykov A. P., Pavlov M. S., Ponomarev V. S., Ponomarev S. V., Popov A. V., Halimanovich V. I., Shalkov V. V., Shendelev D. O. [Development of a mathematical model and numerical simulation of the stress-strain state of bulky reflector]. *Materiali XVII Mezhdynarodnoy naychnoy conferentsii "Reshetnevskie chteniya".* [Proceedings of the XVII Intern. scientific. conf. "Reshetnev readings"]. Krasnoyarsk, 2013, p. 58–59 (In Russ.).

10. Zimin V. N., Kryilov A. V., Chyrilin S. A., Fajzyllin F. R. [On the calculation of the disclosure of large space structures transformed]. *Materiali XVII Mezhdynarodnoy naychnoy conferentsii "Reshetnevskie chteniya".* [Proceedings of the XVII Intern. scientific. conf. "Reshetnev readings"]. Krasnoyarsk, 2013, p. 68–69. (In Russ.).

11. Mihalkin V. M., Romanenko I. V. [Analysis of the applicability of the system obezveshivaniya passive type for large-sized battery solar wing]. *Materiali XVII Mezhdynarodnoy naychnoy conferentsii "Reshetnevskie chteniya".* [Proceedings of the XVII Intern. scientific. conf. "Reshetnev readings"]. Krasnoyarsk, 2013, p. 88–89 (In Russ.).

12. Mihnev M. M., Zemlyanskii V. V., Zhitnik M. V., Ermakov S. V. [Addressing the assembly looking antennas]. *Materiali XVII Mezhdynarodnoy naychnoy conferentsii "Reshetnevskie chteniya".* [Proceedings of the XVII Intern. scientific. conf. "Reshetnev readings"]. Krasnoyarsk, 2013, p. 30–32 (In Russ.).

13. Lavrov V. I., Somov V. G., Sivirin P. Ya. *Izmerenie parametrov krupnogabaritnykh bortovykh antenn sputnikovykh sistem svyazi.* [Parameter measurement of oversized satellite antennas]. 2010, 152 p.

14. Erokhin G. A., Chernyshev O. V., Kozyrev N. D., Kocherzhevskii V. G. *Antenno-fidernye ustroistva i rasprostranenie radiovoln. Goryachaya liniya-Telekom* [Antenna-feeder gadgets and radio wave dissemination]. 2004, 491 p.

15. Drozdov A. A., Agashkin S. V., Mikhnev M. M., Ushakov A. R. *Ustroistvo imitatsii nevesomosti mekhanizmov s gibkoi konstruktsiei elementov.* [The apparatus of weightlessness simulation mechanisms with flexible design elements]. Patent RF, no. № 233970 C2 G61M19/00 B64П7/00, 2008.

© Ковалев И. В., Кикоть Ю. О., 2014

УДК 621.311.69

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 179–184

МОДЕЛИРОВАНИЕ УСТРОЙСТВА ЗАЩИТНОГО ОТКЛЮЧЕНИЯ СЕТЕЙ ПОСТОЯННОГО ТОКА

Е. А. Мизрах, Н. В. Штабель, Е. А. Копылов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: shtabnik@gmail.com

Проводится моделирование предложенной авторами схемы устройства защитного отключения сетей постоянного тока, отличающегося использованием датчика тока утечки на основе эффекта Холла, обладающего высокой точностью и позволяющего осуществить гальваническую развязку информационных цепей от силовых.

Рассмотренная схема отличается использованием микроконтроллера, имеющего аналого-цифровой преобразователь, а также встроенную аналоговую часть в виде нескольких компараторов, что позволяет применять различные способы обработки сигналов. Рассматриваются варианты схемы с цифровой и аналоговой обработкой сигналов датчиков тока утечки и тока нагрузки. Моделирование произведено в пакете Simulink путем определения передаточных функций датчиков тока, а также основных звеньев цепи обработки сигналов.

Для определения быстродействия рассмотренных схем обработки сигналов на вход системы подается сигнал, имитирующий скачок тока утечки или нагрузки, превышающий уставку срабатывания устройства. Выходным сигналом системы является сигнал отключения, подаваемый на размыкающий ключ. Измеряя время, прошедшее от момента пересечения током уставки до появления сигнала размыкания цепи, можно определить быстродействие схемы. Рассматривая задержки элементов системы, можно определить вклад каждого из них в общее быстродействие.

Произведен анализ быстродействия каждой из схем и вклад каждого из компонентов в общее быстродействие устройства. Также производится анализ функциональных возможностей обработки сигнала каждой из схем, таких как фильтрация помех и корректировка нелинейности характеристик датчиков тока.

Анализируются достоинства и недостатки рассмотренных схем, их пригодность для защиты людей и оборудования от поражения электрическим током в бытовых условиях и на производстве, в соответствии с общими требованиями, установленными в государственных стандартах для устройств защитного отключения малых и больших токов нагрузки.

Рассмотренное устройство может применяться в цепях постоянного тока электропитания энергосистем космических аппаратов для исключения возникновения аварийных ситуаций.

Приведены рекомендации по дальнейшему улучшению предложенной схемы с целью достижения более высокого быстродействия, что обеспечит универсальность применения предложенного устройства. Определены требования по быстродействию к размыкающему устройству и даны рекомендации по его реализации.

Ключевые слова: устройство защитного отключения, постоянный ток, быстродействие, обработка сигналов, токи утечки.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 179–184

MODELING OF RESIDUAL-CURRENT DEVICE FOR DIRECT CURRENT CIRCUITS

E. A. Mizrakh, N. V. Shtabel, E. A. Kopylov

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation
E-mail: shtabnik@gmail.com

The authors have reviewed the model of residual-current device for direct current circuits with high precision Hall-effect based residual current sensor which also provides galvanic isolation of logic from power circuits.

The scheme based on microcontroller with built-in analog-to-digital converter and analog peripherals part with comparators, which provides different ways of signal processing is reviewed. The authors have offered the schemes with analog and digital signal processing of leakage current and load current sensors signals. The modeling is done with Simulink software, using transfer functions of current sensors and main scheme elements.

Measurement of reviewed signal processing schemes performance is done by applying linear signal to system input, simulating load or leakage current rise over preset limit. Output signal of the system is the signal to break circuit, connected to the breaking relay. Performance of the scheme can be determined by measuring the delay from current limit crossing point to presence of breaking output signal. Looking at the every element delay it is possible to estimate its contribution to overall performance.

The authors have analyzed and compared the performance of each signal processing scheme and contribution of elements to overall performance. The authors have compared signal processing capabilities of each scheme such as noise filtering and current sensor nonlinearity correction.

The authors have analyzed the pros and cons of reviewed schemes, their ability to protect man and machinery from leakage current damage in home or industrial use, with respect to protection requirements based on government standards for high and low load current residual-current devices.

Considered device can be used in direct current power circuits of a spacecraft to prevent accident situations.

The authors give recommendations for future scheme improvements, aiming on performance improvement, which will provide universal use scenario of reviewed device. The performance requirements for breaking device and given recommendations for its implementation are determined.

Keywords: residual-current device, ground fault circuit interrupter, direct current, performance, signal processing, residual current.

Введение. В настоящее время в промышленности и быту широко применяются устройства защитного отключения (УЗО) для сетей переменного тока, которые срабатывают при контакте токоведущих шин с корпусом или снижении сопротивления изоляции. Однако для сетей постоянного тока такие устройства практически не встречаются. В сетях постоянного тока также возможно появление токов утечки, что требует применения УЗО для защиты электрооборудования и людей, это особенно актуально при испытаниях электрооборудования спутников, в системах солнечной энергетики и т. д.

Токи утечки появляются при снижении сопротивления изоляции или при контакте человека с токоведущими шинами. Измеряя токи утечки можно обнаружить аварийную ситуацию и отключить сеть от потребителей, что позволит избежать нежелательных последствий и защитить людей и оборудование от поражения электрическим током.

В УЗО сетей переменного тока для измерения токов утечки используется дифференциальный трансформатор тока, однако он неспособен измерять постоянные токи утечки, что делает его применение невозможным в сетях постоянного тока. Поэтому в предложенном УЗО для измерения токов утечки предлагается использовать датчики малых токов на основе эффекта Холла [1]. В отличие от большинства существующих УЗО и устройств измерения токов утечки [2–9], использование датчика на основе эффекта Холла позволяет исключить гальваническую связь УЗО с защищаемой сетью.

Функциональная схема УЗО постоянного тока [10] показана на рис. 1.

На структурной схеме УЗО показаны: ключ размыкания цепи К, дополнительные резисторы R1 и R2 с ключами К1 и К2, микроконтроллер МК (семейство Cypress PsoC4), устройство ввода ВВ, устройство индикации ИНД, датчик токов утечки ДТУ (модель SLD-1), датчик тока нагрузки ДТ (модель LEM LA200-P), сопротивления изоляции $R_{из1}$ и $R_{из2}$, блок питания БП.

В процессе работы УЗО шина заземления с помощью ключей К1 и К2 попеременно подключается к плюсовой и минусовой шинам сети питания через резисторы R1 и R2. При этом образуется цепь протекания токов утечки через заземляющую шину, сопротивления $R_{из2}$ и $R_{из1}$ соответственно. Протекающий по этой цепи ток измеряется ДТУ, сигнал с которого поступает в микроконтроллер. Если значение тока утечки превышает заданное, микроконтроллер подаёт сигнал на размыкание ключа К и отключает нагрузку от сети питания.

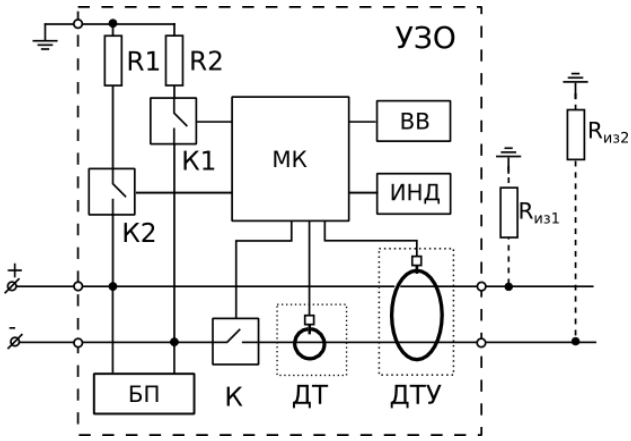


Рис. 1. Структурная схема УЗО

Измерение токов утечки обеспечивается дифференциальным датчиком тока ДТУ с высокой чувствительностью. Дополнительные резисторы R1 и R2 с ключами К1 и К2 позволяют измерять токи утечки с каждой из шин сети питания независимо от полярности и величины напряжения сети. Для обеспечения универсальности применения УЗО в схему было добавлено устройство ввода, которое совместно с устройством индикации позволяет задавать пороги срабатывания на ток утечки и ток нагрузки. Дополнительно с помощью датчика ДТ, выполненного также на основе эффекта Холла, обеспечивается защита по току нагрузки, что позволяет отключить линию при коротких замыканиях и возникновении иных аварийных режимов работы, приводящих к появлению сверхтоков.

Предложенная схема по сравнению с известными УЗО постоянного тока имеет следующие преимущества перед известными [2–9]:

– измерение токов утечки при любой полярности и величине напряжения сети;

– универсальность применения независимо от рода тока.

В настоящее время общие требования к УЗО определяются несколькими стандартами [11–15].

Исходя из требований по безопасности электроустановок, были выбраны следующие требования по времени срабатывания УЗО для защиты человека: 30 мс при токах нагрузки менее 16 А, 150 мс при токах нагрузки свыше 16 А.

Значения токов срабатывания УЗО: 6–30 мА при величине тока нагрузки Iн менее 16 А, до 500 мА при величине тока нагрузки свыше 16 А. Указанные требования достаточны при напряжении питающей сети менее 100 В.

Целью моделирования УЗО была проверка соответствия предложенной схемы установленным требованиям, а также определение требований к быстродействию и типу размыкающего ключа.

В предложенной схеме УЗО в качестве устройства управления и обработки сигналов используется микроконтроллер со встроенным АЦП, который позволяет производить преобразование сигналов с ДТ и ДТУ в цифровой вид и затем, осуществляя сравнение полученных значений с заданными уставками, принять решение о размыкании цепи.

Также в используемом микроконтроллере имеется аналоговая подсистема обработки сигналов, состоящая из интегрированного компаратора, на один из входов которого можно подавать сигнал со встроенного ЦАП, а на второй вход – аналоговый сигнал с датчика тока утечки или тока нагрузки. В случае превышения значением сигнала установленной величины, на выходе компаратора появится сигнал, который может быть напрямую подан на устройство размыкания цепи (ключ К).

Моделирование УЗО производилось в пакете Simulink, динамика звеньев цепи обработки сигналов описывалась соответствующими передаточными функциями, параметры передаточных функций были получены из документации на датчики токов, микроконтроллер.

Структурная схема цифровой цепи обработки сигналов показана на рис. 2.

Передаточные функции ДТ и ДТУ *Wdt* и *Wdtu* представляют собой звенья первого порядка. Постоянные времени были выбраны исходя из динамики датчиков:

$$Wdt = \frac{1}{(1/3)s+1};$$

$$Wdtu = \frac{1}{10^{-6}s+1}.$$

Звенья цифровой обработки сигналов представлены в виде звеньев чистого запаздывания.

Задержка на аналого-цифровое преобразование вычисляется, исходя из следующих данных: $n = 10^6$ – частота выборок АЦП; $z = 256$ – количество усреднений сигнала; $f_Т = 48 \cdot 10^6$ – тактовая частота МК; $N = 18$ – количество тактов на одно измерение АЦП.

Полученная задержка на АЦП и усреднение равна 214 мкс. Задержки на сравнение значения с уставкой и выдачу выходного сигнала равняются 10 и 2 мкс соответственно.

Структурная схема аналоговой цепи обработки сигналов показана на рис. 3.

Для устранения помех в схему аналоговой обработки сигналов дополнительно введены входной фильтр первого порядка с частотой фильтрации, на 3 декады превышающей частоту среза датчика тока: для ДТ 10 МГц, для ДТУ 3 кГц. Передаточная характеристика компаратора также представляет собой звено первого порядка с частотой среза 150 МГц.

Для проверки правильности нахождения передаточных функций аналоговой части в программе MicroCap была построена SPICE модель УЗО, которая позволила проверить правильность полученных передаточных функций модели с точки зрения имитации электронных компонентов. Сравнение результатов моделирования аналоговой части в Simulink и MicroCap показало, что передаточные функции модели Simulink найдены верно.

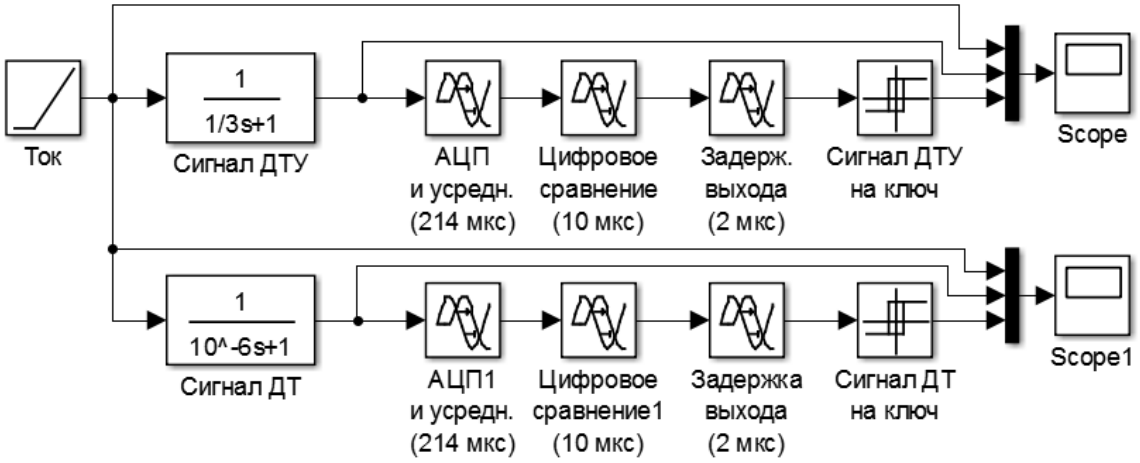


Рис. 2. Структурная схема цифровой цепи обработки сигналов в Simulink

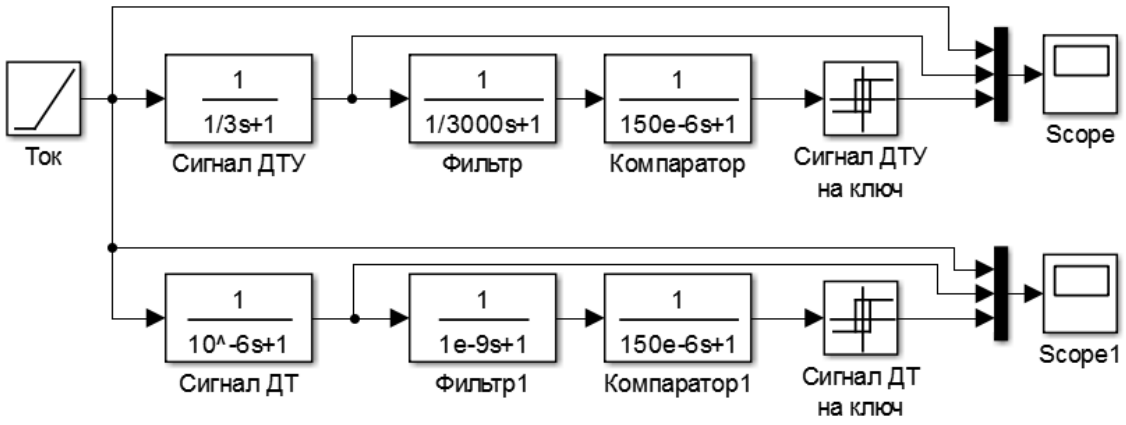


Рис. 3. Структурная схема аналоговой цепи обработки сигналов в Simulink

Результаты моделирования в Simulink показали, что срабатывание УЗО происходит через 150,1 мс (150,4 мс для цифровой схемы) после превышения током утечки заданной величины. Время обработки сигналов составило 330 мкс для цифровой схемы и менее 10 мкс для аналоговой схемы обработки сигнала. Время переходного процесса на датчике тока утечки составило 150 мс.

Срабатывание УЗО на превышение тока нагрузки происходит гораздо быстрее: менее 10 мкс для аналоговой схемы и 330 мкс – для цифровой. При этом время переходного процесса на ДТ не превышает 5 мкс.

Переходные процессы в цифровой схеме обработки сигналов для ДТ и ДТУ показаны на рис. 4 и 5 соответственно, в аналоговой схеме обработки сигналов – на рис. 6 и 7.

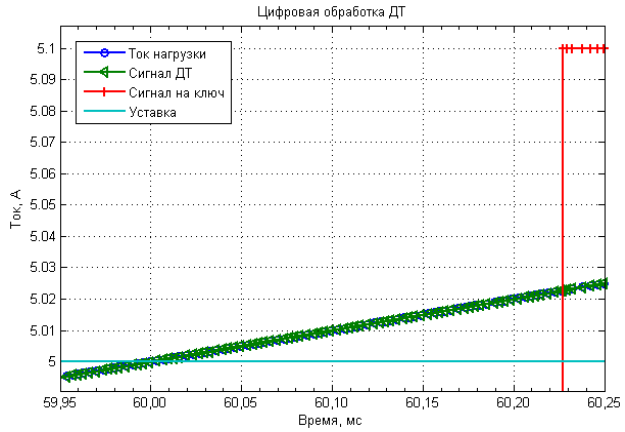


Рис. 4. Переходные процессы для ДТ
в цифровой схеме обработки сигналов

Из рис. 4–7 видно, что на результат в основном оказывает влияние динамика датчика тока. Сигнал на выходе датчика тока нагрузки ДТ практически не имеет отставания от реального значения тока, в то время как сигнал ДТУ имеет значительное запаздывание. Время переходного процесса на ДТ гораздо меньше времени переходного процесса на ДТУ, что сокращает до минимума время отключения $t_{откл}$ от момента пересечения током уставки до подачи сигнала на ключ. Влияние способа обработки сигналов также заметно, но по сравнению с быстродействием датчиков тока оно незначительно, особенно в случае ДТУ.

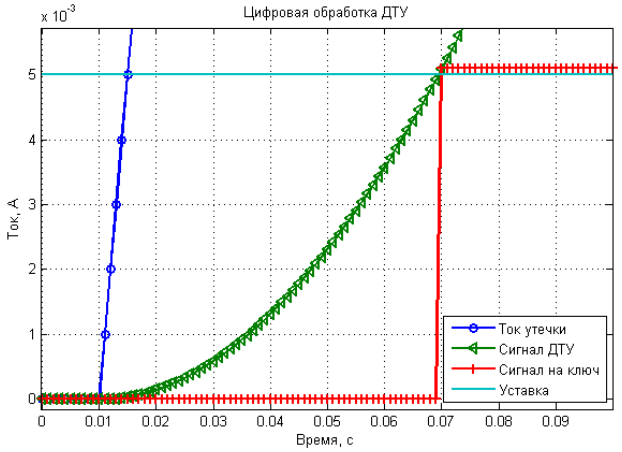


Рис. 5. Переходные процессы для ДТУ
в цифровой схеме обработки сигналов

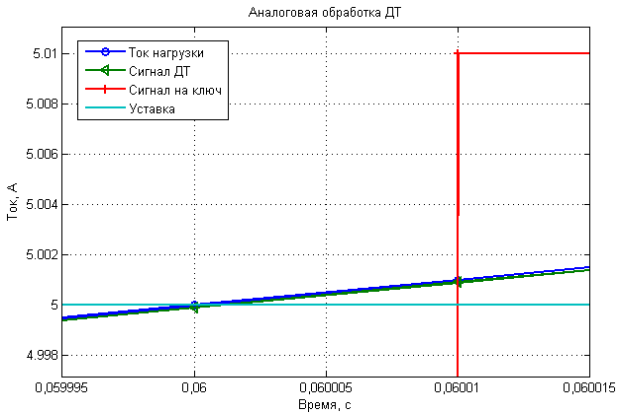


Рис. 6. Переходные процессы для ДТ
в аналоговой схеме обработки сигналов

Исходя из полученных результатов, можно определить требования, предъявляемые к быстродействию

размыкающего ключа. Так как быстродействие большинства электромеханических реле составляет сотни миллисекунд, то более целесообразно использовать твердотельные реле на основе полупроводниковых транзисторов, для того чтобы общее время размыкания цепи находилось в пределах нормы [4].

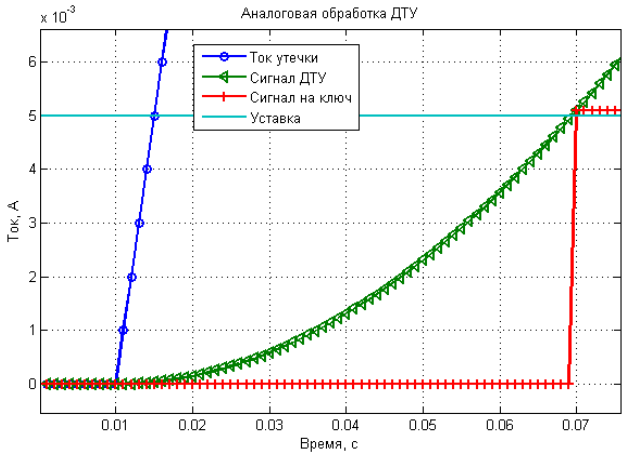


Рис. 7. Переходные процессы для ДТУ в аналоговой схеме обработки сигналов

Заключение. На основании полученных результатов можно сделать вывод о том, что быстродействия предложенной схемы УЗО достаточно для защиты электрооборудования, но недостаточно для защиты человека при контакте с токоведущими шинами. При этом могут использоваться как цифровой, так и аналоговый метод обработки сигналов с датчиков. Цифровой метод обработки сигналов является более гибким и позволяет проводить фильтрацию, корректировать нелинейность и осуществлять иные преобразования сигнала, а также накладывать ограничения на условия срабатывания и применять произвольные алгоритмы обработки сигналов. Аналоговый метод обработки сигналов является более быстродействующим, но менее гибким. Моделирование УЗО показало, что требуются дальнейшие улучшения для обеспечения более высокого быстродействия. Рассмотренный вариант УЗО представляет интерес для защиты электрооборудования и предотвращения появления аварийных ситуаций при снижении сопротивления изоляции при работе с сетями постоянного тока.

Благодарности. Работа проводилась при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (Соглашение № 14.577.21.0082).

Acknowledgements. The work was financially supported by the Ministry of Education and Science of the Russian Federation (agreement № 14.577.21.0082).

Библиографические ссылки

1. Штабель Н. В., Копылов Е. А., Мизрах Е. А. Устройство защитного отключения сетей постоянного тока // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : тезисы IX Всерос. науч.-практ. конф. творческой молодежи (8–12 апреля 2013, г. Красноярск). В 2 т. Т. 1. Технические науки. Информационные технологии. Сообщения школьников / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2013. 524 с.

2. Hewitson L. G., Brown M., Balakrishnan R. Practical Power System Protection / Edited by L. G. Hewitson. Oxford : Newnes, 2005.

3. Atabekov G. I. The Relay Protection of High Voltage Networks. Pergamon, 1960.

4. Штепан Ф. Устройства защитного отключения, управляемые дифференциальным током. Прага, 2000. 90 с. : ил.

5. Устройство для измерения токов утечки на троллейбусе и защитного отключения троллейбуса от питающей сети при превышении заданных значений токов утечки : пат. 2017300 Рос. Федерация. № 5047406/07 ; заявл. 15.06.92 ; опубл. 30.07.94.

6. Устройство для измерения сопротивления изоляции сетей постоянного тока : пат. 2026561 Рос. Федерация. № 5005490/21 ; заявл. 16.07.91 ; опубл. 09.01.95.

7. Способ определения сопротивления изоляции электрических сетей : пат. 2044324 Рос. Федерация. № 5049551/10 ; заявл. 24.06.92 ; опубл. 20.09.95.

8. Устройство для контроля тока утечки : пат. 2214612 Рос. Федерация. № 2001116475/09 ; заявл. 13.06.2001 ; опубл. 20.10.2003.

9. Устройство защитного отключения : свидетельство 31688 Рос. Федерация. № 2003107196/20 ; заявл. 19.03.2003 ; опубл. 20.08.2003.

10. Устройство защитного отключения сетей постоянного тока : свидетельство 134707 Рос. Федерация. № 2007400033 ; заявл. 05.06.2013 ; опубл. 20.11.2013.

11. ГОСТ 12.2.007.0–75 ССБТ. Изделия электротехнические. Требования безопасности. М. : Изд-во стандартов, 2003.

12. ГОСТ Р 51328–99 (МЭК 61540–97). Устройства защитного отключения переносные бытового и аналогичного назначения, управляемые дифференциальным током, без встроенной защиты от сверхтоков (УЗО-ДП). Общие требования и методы испытаний. М. : Изд-во стандартов, 2000.

13. ГОСТ Р 53312–2009. Устройства защитного отключения. Требования пожарной безопасности. Методы испытаний. М. : Стандартинформ, 2009.

14. ГОСТ Р 50807–95 (МЭК 755–83). Устройства защитные, управляемые дифференциальным (остаточным) током. Общие требования и методы испытаний. М. : Стандартинформ, 2003.

15. ГОСТ 12.4.155–85. ССБТ. Устройства защитного отключения. Классификация. Общие технические требования. М. : Изд-во стандартов, 2003.

References

1. Shtabel' N. V., Kopylov E. A., Mizrakh E. A. [Residual current device for direct current circuits]. *Aktual'nye problemy aviatsii i kosmonavtiki* [Actual Problems of Aviation and Astronautics]. Krasnoyarsk, 2013, p. 122–123. (In Russ.).

2. Hewitson L. G. Mark Brown and Ramesh Balakrishnan, Practical Power System Protection, edited by L. G. Hewitson and Mark Brown, Ramesh Balakrishnan, Newnes, Oxford, 2005, ISBN 9780750663977.

3. Atabekov G. I. The relay protection of high voltage networks, London: Pergamon Press., 1960, ISBN 9781483201054.

4. Shtepan F. *Ustroystva zashchitnogo otklyucheniya, upravlyaemye differentsial'nym tokom* [Residual current operated protective devices.], Prague, 2000.

5. .Motuzko F. Ya., Salopaev V. A. *Ustroystvo dlya izmereniya tokov utechki na trolleybuse i zashchitnogo otklyucheniya trolleybusa ot pitayushchey seti pri prevyshenii zadannykh znacheniy tokov utechki*. [A device for measuring leakage currents and trip trolley trolley from the mains supply in excess of the specified values of leakage currents]. Patent RF, no. 2017300, 1994.

6. Banshchikov V. I., Naumov V. A. *Ustroystvo dlya izmereniya soprotivleniya izolyatsii setey postoyannogo toka*. [An apparatus for measuring the insulation DC networks.]. Patent RF, no. 2026561, 1995.

7. Osetrov V. S., Pikulin G. E. *Sposob opredeleniya soprotivleniya izolyatsii elektricheskikh setey*. [A method for determining the insulation resistance of electric networks]. Patent RF, no. 2044324, 1995.

8. Luchkin S. L. *Ustroystvo dlya kontrolya toka utechki*. [An apparatus for controlling leakage current]. Patent RF, no. 2214612, 2003.

9. Shvarts G. K., Grunskiy G. I. *Ustroystvo zashchitnogo otklyucheniya*. [The circuit breaker]. Utility model RF, no. 31688, 2003.

10. Mizrakh E. A., Shtabel' N. V., Kopylov E. A. *Ustroystvo zashchitnogo otklyucheniya elektricheskoy seti postoyannogo toka* [Residual current device for direct current circuit]. Utility model RF, no. 134707, 2013.

11. *GOST 12.2.007.0-75. SSBT. Izdelija jelektrotekhnicheskie. Obshchie trebovanija bezopasnosti*. [State Standard 12.2.007.0–75. Occupation safety standards system. Electical equipment. General safety requirements]. Moscow, Standartinform Publ., 2003.

12. *GOST R 51328–99 (MEK 61540–97). Ustroystva zashchitnogo otklyucheniya perenosnye bytovogo i analogichnogo naznacheniya, upravlyaemye differentsial'nym tokom, bez vstroennoy zashchity ot sverkhtokov (UZO DP). Obshchie trebovaniya i metody ispytaniy.* [Portable residual current devices without integral overcurrent protection for household and similar use (PRCDs). General requirements and test methods]. Moscow, Standartinform Publ., 2001.

13. *GOST R 513312-2009. Ustroystva zashchitnogo otklyucheniya. Trebovaniya pozharnoy bezopasnosti. Metody ispytaniy*. [Protective devices. Requirements of fire safety. Test methods.]. Moscow, Standartinform Publ., 2009.

14. *GOST R 50807-95 (MEK 755-83). Ustroystva zashchitnye, upravlyaemye differentsial'nym (ostatochnym) tokom. Obshchie trebovaniya i metody ispytaniy.* [Residual current operated protective devices. General requirements and test methods]. Moscow, Standartinform Publ., 2003.

15. *GOST 12.4.155-85. SSBT Ustroystva zashchitnogo otklyucheniya. Klassifikatsiya. Obshchie tekhnicheskie trebovaniya*. [State Standard 12.4.155-85. Occupational safety standards system. Earth leakage circuit breakers. Classification. General technical requirements.]. Moscow, Standartinform Publ., 2003.

© Мизрах Е. А., Штабель Н. В., Копылов Е. А., 2014

УДК 62-233.2

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 185–190

ДИНАМИКА РОТОРА ДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА В ЭЛЕКТРОМАГНИТНОМ ПОДВЕСЕ

М. В. Поляков

Научно-производственный центр «Полюс»
Российская Федерация, 634050, г. Томск, пр. Кирова, 56в
E-mail: polus@online.tomsk.net

Приведены результаты расчета амплитуды колебаний динамически неуравновешенного ротора двигателя-маховика с кинетическим моментом 1 Н·м·с, подвешенного посредством активных магнитных подшипников. Определены силы, требуемые для удержания ротора в бесконтактном положении, и резонансные зоны в рабочем диапазоне его угловой скорости в зависимости от значений коэффициентов жесткости и демпфирования магнитного подвеса. Расчеты осуществлялись при различных диапазонах угловой скорости ротора. С помощью разработанной параметрической 3D-модели ротора для каждого диапазона определены его требуемые массогабаритные характеристики: осевой и экваториальный моменты инерции, а также его масса. Предельно допустимые значения эксцентриситета ротора, характеризующего статическую неуравновешенность, и угла между геометрической осью ротора и его главной центральной осью инерции, характеризующего моментную неуравновешенность, определялись исходя из величины массы ротора и требуемой остаточной неуравновешенности в каждой плоскости коррекции. Выявлено, что в процессе вращения ротора двигателя-маховика преобладают радиальные колебания его центра масс, вызванные наличием статической неуравновешенности. Амплитуда результирующих колебаний ротора составляет 17 мкм для диапазона частоты вращения ротора 0–9000 об/мин и 13 мкм для диапазона 0–18000 об/мин. Первая критическая скорость ротора соответствует резонансной частоте его радиальных колебаний. В диапазоне частоты вращения ротора 0–18000 об/мин присутствует дополнительная критическая скорость, обусловленная тем, что экваториальный момент инерции ротора превышает его осевой момент инерции. В закритических областях наблюдается явление самоцентрирования ротора. По результатам расчета динамики ротора в магнитном подвесе сформированы исходные данные для выбора угловой скорости ротора, воздушных зазоров в аварийных опорах, активных частях магнитных подшипников, коэффициентов жесткости и демпфирования магнитного подвеса.

Ключевые слова: динамика ротора, электромагнитный подвес, неуравновешенность ротора.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 185–190

ROTOR DYNAMICS OF ACTIVE MAGNETIC BEARING REACTION WHELL

M. V. Polyakov

Joint-Stock Company “Scientific & Industrial Center “Polyus”
56v, Kirov Av., Tomsk, 634050, Russian Federation
E-mail: polus@online.tomsk.net

The paper presents the results of the calculation of dynamically unbalanced rotor vibration for an active magnetic bearing reaction wheel with angular momentum 1 N·m·s. Forces, required to keeping the rotor in contactless position, and the critical speeds in working angular velocity ranges are determined. Calculation is performed for various magnitudes of stiffness and damping coefficients of magnetic suspension and for various working angular velocity ranges. Required mass of rotor, axial and equatorial moments of inertia are determined by means of developed parametric 3D-model of rotor for every speed range. Maximum permissible eccentricity of the rotor, which describe the static imbalance, and maximum permissible angle between the geometrical axis of the rotor and its principal central axis of inertia, which characterize couple unbalance, are determined using the value of rotor mass and the desired residual unbalance in each correction plane. Calculation shows, that center of mass of spinning rotor perform mainly radial translations, generated due to the presence of static unbalance. The amplitude of the resulting oscillation of the rotor is 17 μm for a working angular velocity range 0–9000 RPM and 13 μm for the range 0–18000 RPM. The first critical speed of the rotor corresponds to the resonant frequency of its radial oscillations. In the range 0–18000 RPM there is an additional critical speed due to the fact that the equatorial moment of inertia of rotor exceeds the axial moment of inertia. There is the phenomenon of self-centering of the rotor in the overcritical regions. Results of rotor

dynamic calculation make it possible to formulate the basic data for choosing a rotor speed range, air gaps in back-up bearings, gaps between rotor and stator of magnetic bearings, stiffness and damping coefficients of magnetic suspension.

Keywords: rotor dynamics, active magnetic bearings, rotor unbalance.

Введение. В настоящее время в двигателях-маховиках применяются, главным образом, шарикоподшипниковые опоры. Наличие механического контакта в шарикоподшипниках приводит к износу дорожек качения, вибрациям ротора, увеличению момента сопротивления вращению, необходимости смазки в зонах контакта шариков с кольцами подшипника [1].

Для устранения указанных недостатков в ряде случаев используется активный магнитный подвес ротора двигателя-маховика [1–3]. Преимущества магнитных опор – отсутствие механического контакта вращающихся и неподвижных частей двигателя-маховика, уменьшение вибраций ротора и, как следствие, возмущающих сил, генерируемых двигателем-маховиком, а также момента сопротивления вращению. Другим достоинством является возможность управления жесткостью и демпфированием подвеса [1; 2; 4]. Кроме того, нет необходимости в смазке.

На этапе проектирования при рассмотрении динамики ротора в магнитном подвесе необходимо определить силы, требуемые для удержания ротора в подвешенном состоянии, зазоры между вращающимися и неподвижными частями двигателя-маховика, резонансные зоны в диапазоне рабочих угловых скоростей ротора [1–5].

Расчет указанных характеристик осуществлялся для двигателя-маховика с кинетическим моментом $H = \pm 1$ Н·м·с при различных значениях коэффициентов жесткости c и демпфирования b, а также диапазонах частоты вращения ротора $0–n_{max}$, где n_{max} равняется 9 000, 10 000, …, 18 000 об/мин. В статье приведены результаты расчетов только для двух диапазонов частоты вращения ротора: n_{max1} = 9 000 об/мин и n_{max2} = 18 000 об/мин.

На схеме магнитного подвеса ротора двигателя-маховика (рис. 1) l – расстояние между радиальными магнитными подшипниками; e – эксцентриситет ротора; Δ – зазор между вращающимися и неподвижными частями двигателя-маховика [1; 6; 7].

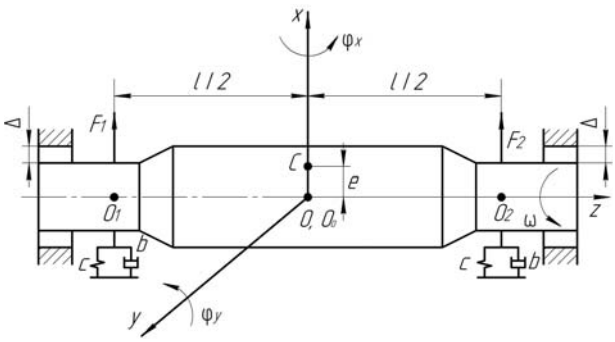


Рис. 1. Схема магнитного подвеса ротора двигателя-маховика

Поскольку расчет проводился для различных диапазонов частоты вращения ротора $0–n_{max}$, то для каждого диапазона определены массогабаритные характеристики ротора исходя из требуемого значения осевого момента инерции $J_o = H / \omega_{max}$, где ω_{max} – максимальная угловая скорость ротора. Расчет экваториального момента инерции $J_э$ и массы M ротора в зависимости от максимальной угловой скорости ротора ω_{max} (осевого момента инерции J_o) осуществлялся с помощью разработанной предварительной параметрической трехмерной модели ротора (рис. 2). Изменяемыми параметрами данной модели являются наружный D и внутренний d диаметры и ширина h обода ротора.

Результаты расчета массогабаритных характеристик ротора для диапазонов n_{max1} = 9 000 об/мин и n_{max2} = 18 000 об/мин приведены в таблице.

Силы и зазоры в магнитном подвесе определяются амплитудой колебаний вращающегося ротора, вызванных наличием остаточной неуравновешенности.

Амплитуда колебаний центра масс ротора под действием статической неуравновешенности [1; 7]

$$A_C = e\sqrt{\frac{4c^2 + 4b^2\omega^2}{\left(2c - M\omega^2\right)^2 + 4b^2\omega^2}},$$

где ω – угловая скорость ротора.

Расчеты проводились при следующих значениях коэффициентов жесткости c и демпфирования b:

– для диапазона ω_{max1} = 9 000 об/мин:
$c_1 = 1\cdot10^4$ Н/м; $c_2 = 5\cdot10^4$ Н/м;
$c_3 = 2\cdot10^5$ Н/м; $c_4 = 4\cdot10^5$ Н/м;
$b_1 = 10$ Н·с/м; $b_2 = 20$ Н·с/м;
$b_3 = 30$ Н·с/м; $b_4 = 40$ Н·с/м;

– для диапазона ω_{max2} = 18 000 об/мин:
$c_1 = 5\cdot10^4$ Н/м; $c_2 = 2\cdot10^5$ Н/м;
$c_3 = 5\cdot10^5$ Н/м; $c_4 = 1{,}5\cdot10^6$ Н/м;
$b_1 = 30$ Н·с/м; $b_2 = 40$ Н·с/м;
$b_3 = 60$ Н·с/м; $b_4 = 80$ Н·с/м.

Из графиков зависимости амплитуды радиальных колебаний ротора, вызванных наличием статической неуравновешенности, от частоты вращения ротора при различных коэффициентах жесткости c и демпфирования b (рис. 3) видно, что для исключения явления резонанса в рабочем диапазоне n_{max1} = 9 000 об/мин значение коэффициента жесткости c_{min1} должно составлять не менее $4\cdot10^5$ Н/м. Минимально допустимое значение коэффициента жесткости c_{min2} для диапазона ω_{max2} = 18 000 об/мин составляет $1{,}5\cdot10^6$ Н/м. В закритических областях наблюдается явление самоцентрирования ротора [1; 8–15]: он стремится вращаться вокруг своего центра масс C, а не геометрического центра O (рис. 1).

Массогабаритные характеристики ротора

Частота вращения ротора n_{max}, об/мин	Осевой момент инерции ротора $J_о$, кг·м^2	Экваториальный момент инерции ротора $J_э$, кг·м^2	Масса ротора M, кг
9 000	$10{,}61\cdot10^{-4}$	$8{,}67\cdot10^{-4}$	0,72
18 000	$5{,}31\cdot10^{-4}$	$6{,}04\cdot10^{-4}$	0,58

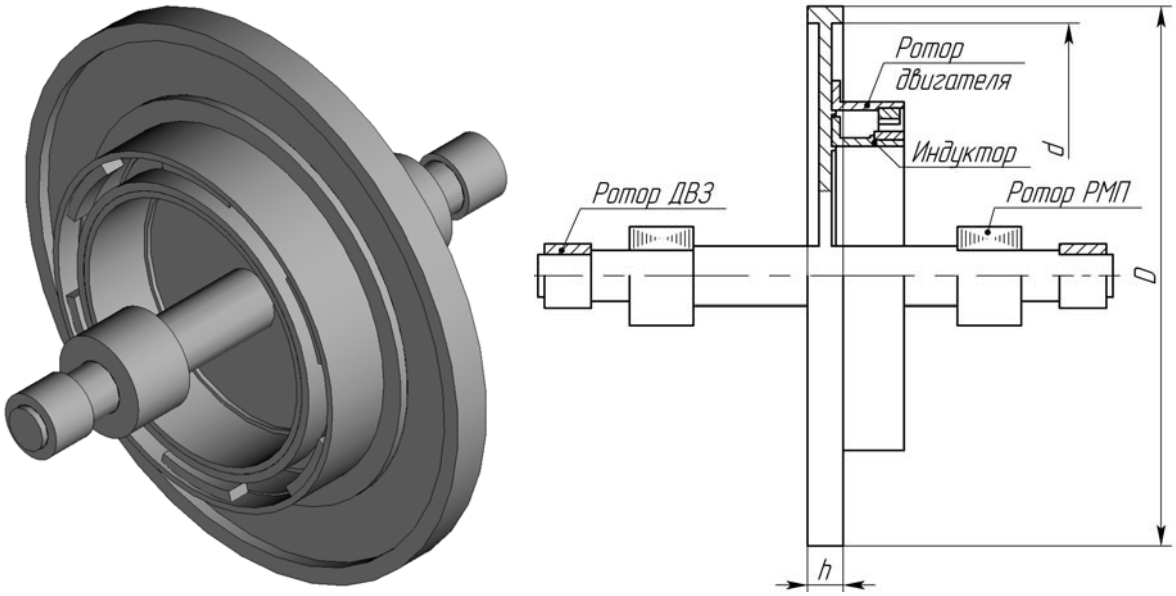
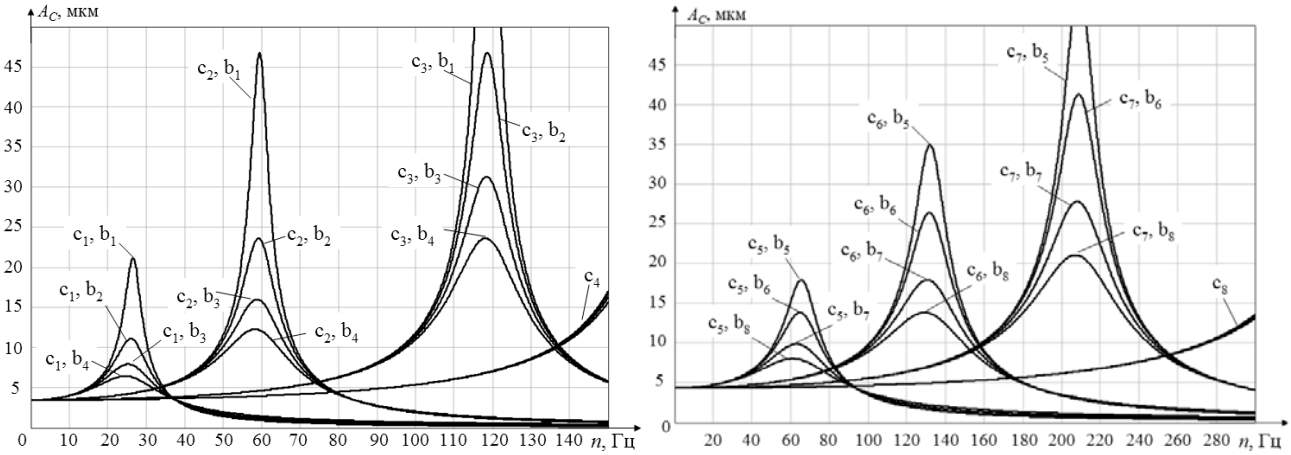


Рис. 2. Трехмерная параметрическая модель ротора:
ДВЗ – датчик воздушного зазора; РМП – радиальный магнитный подшипник



n_{max1} = 9 000 об/мин = 150 Гц

n_{max2} = 18 000 об/мин = 300 Гц

Рис. 3. Графики зависимости амплитуды радиальных колебаний ротора от частоты вращения ротора

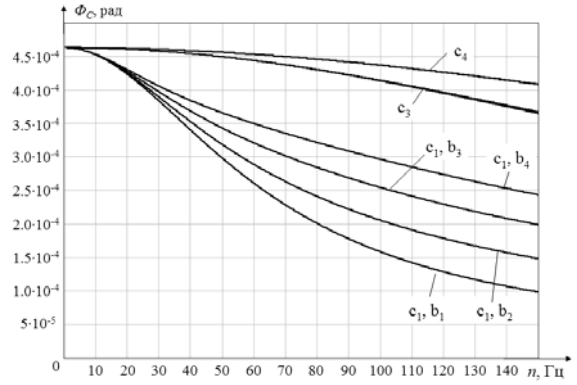
Амплитуда вынужденных угловых колебаний главной оси инерции ротора, возникающих вследствие наличия моментной неуравновешенности [1; 7],

$$\Phi_C = \gamma\sqrt{\frac{c_\varphi^2 + \left(b_\varphi\omega\right)^2}{\left(c_\varphi - \left(J_э - J_о\right)\omega^2\right)^2 + \left(b_\varphi\omega\right)^2}},$$

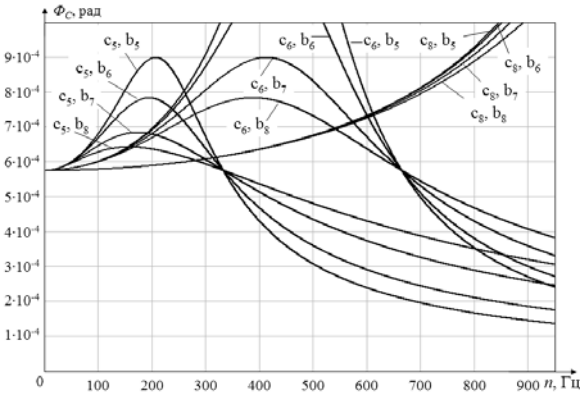
где γ – угол, характеризующий моментную неуравновешенность; c_φ – коэффициент жесткости при угловых перемещениях; b_φ – коэффициент демпфирования при угловых перемещениях.

Как видно из графиков зависимости амплитуды угловых колебаний главной центральной оси инерции ротора, вызванных наличием моментной неуравновешенности, от частоты вращения ротора при различных коэффициентах жесткости c и демпфирования b (рис. 4), в диапазоне n_{max2} = 18 000 об/мин наблюдается явление резонанса. Наличие дополнительной критической скорости ротора вызвано тем, что в указанном диапазоне частоты вращения экваториальный момент инерции ротора превышает осевой. Следует отметить, что при требуемой жесткости магнитного подшипника $c_{min2} = 1{,}5\cdot10^6$ Н/м указанная критическая

угловая скорость ротора не лежит в рабочем диапазоне угловой скорости. В закритических областях также наблюдается самоцентрирование ротора [1; 8–15]. В диапазоне n_{max1} = 9 000 об/мин экваториальный момент инерции ротора меньше осевого, поэтому дополнительной критической скорости не возникает: самоцентрирование ротора осуществляется плавно, без возникновения резонансных явлений.



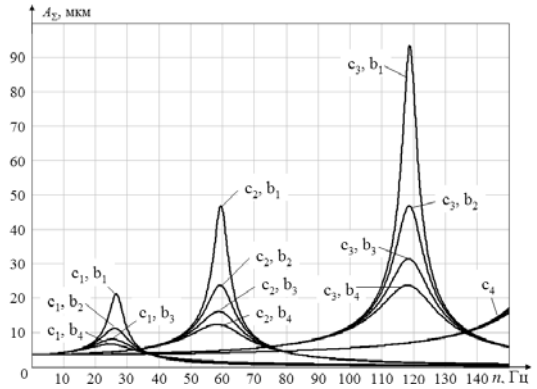
n_{max1} = 9 000 об/мин = 150 Гц



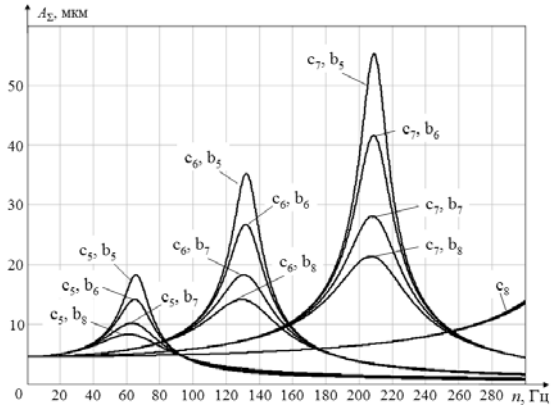
n_{max2} = 18 000 об/мин = 300 Гц

Рис. 4. Графики зависимости амплитуды угловых колебаний главной центральной оси инерции ротора от частоты вращения ротора

Результирующие колебания главной центральной оси инерции ротора складываются из радиальных и угловых колебаний (рис. 5).



n_{max1} = 9 000 об/мин = 150 Гц

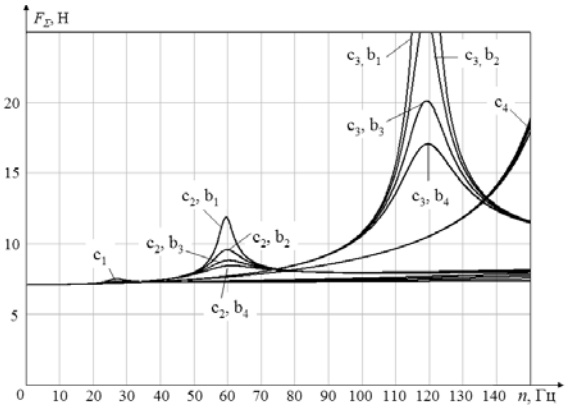


n_{max2} = 18 000 об/мин = 300 Гц

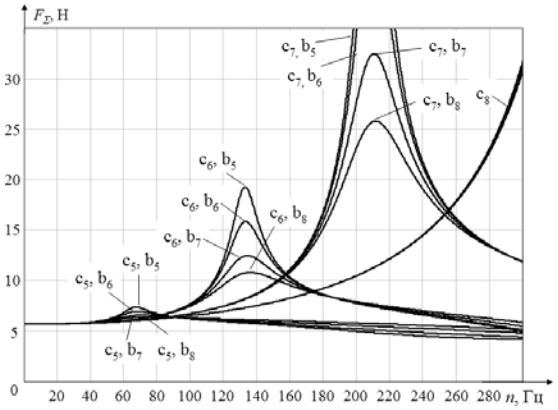
Рис. 5. Графики зависимости амплитуды результирующих радиальных колебаний ротора от частоты вращения ротора

Результирующая сила, которую магнитный подвес должен парировать, складывается из динамических сил, возникающих в процессе вращения неуравновешенного ротора, и веса ротора P (рис. 6):

$$F_{\Sigma\partial} = MA_C\omega^2 + \frac{\left(J_э - J_о\right)\Phi_C\,\omega^2}{l} + P\,.$$



n_{max1} = 9 000 об/мин = 150 Гц



n_{max2} = 18 000 об/мин = 300 Гц

Рис. 6. Графики зависимости амплитуды результирующей силы от частоты вращения ротора

Заключение. Исследованиями выявлено, что для исключения явления резонанса в рабочем диапазоне частоты вращения ротора n_{max1} = 9 000 об/мин жесткость радиальных электромагнитных подшипников c_{min1} должна быть не менее $4 \cdot 10^5$ Н/м. Максимальная амплитуда колебаний центра масс ротора A_C в данном диапазоне при $c_{min1} = 4 \cdot 10^5$ Н/м составляет 17 мкм. Результирующая возмущающая сила, которую магнитный подвес должен парировать при $c_{min1} = 4 \cdot 10^5$ Н/м, составляет 18 Н.

Для исключения явления резонанса в рабочем диапазоне частоты вращения ротора n_{max2} = 18 000 об/мин жесткость радиальных электромагнитных подшипников c_{min2} должна быть не менее $1{,}5 \cdot 10^6$ Н/м. Максимальная амплитуда колебаний центра масс ротора A_C при $c_{min2} = 1{,}5 \cdot 10^6$ Н/м составляет 13 мкм. Результирующая сила, которую магнитный подвес должен парировать при $c_{min2} = 1{,}5 \cdot 10^6$ Н/м, составляет 30,9 Н.

В рабочем диапазоне частоты вращения ротора двигателя-маховика n_{max2} = 18 000 об/мин при $c < 3 \cdot 10^5$ Н/м имеется дополнительная критическая скорость, связанная с собственной частотой угловых колебаний главной центральной оси инерции ротора.

По результатам расчета динамики ротора в магнитном подвесе сформированы исходные данные по выбору угловой скорости ротора, воздушных зазоров в аварийных опорах, активных частях магнитных подшипников, электродвигателя и датчиков.

Библиографические ссылки

1. Журавлев Ю. Н. Активные магнитные подшипники: Теория, расчет, применение. СПб. : Политехника, 2003. 206 с.
2. Леонтьев М. К. Давыдов А. Л., Дегтярев С. А. Динамика роторных систем, опирающихся на магнитные подшипники // Газотурбинные технологии. 2011. № 3. С. 16–22.
3. Макриденко Л. А., Сарычев А. П., Верещагин В. П. Состояние и перспективы развития электромагнитных подшипников в ФГУП «НПП ВНИИЭМ» // Вопросы электромеханики. 2011. Т. 120. С. 3–12.
4. Мартыненко Г. Ю. Магнитные подшипники как упругодемпферные опоры роторов с управляемой жесткостью // Вісник НТУ «ХПІ». 2008. № 47. С. 111–124.
5. Знышев В. В., Кирюшин А. А., Николаев М. Я. Вопросы моделирования динамики ротора на электромагнитном подвесе на макетах // Вестник Нижегородского университета им. Н. И. Лобачевского. 2009. № 5. С. 137–141.
6. Сарычев А. П., Руковицын И. Г. Математическая модель ротора для анализа управления магнитными подшипниками // Вопросы электромеханики. 2008. Т. 107. С. 11–15.
7. Журавлев Ю. Н. Динамика механических систем с активными магнитными опорами // Машиноведение. 1988. № 5. С. 70–76.
8. Пановко Я. Г. Основы прикладной теории колебаний и удара. 3-е изд., доп. и переработ. Л. : Машиностроение. Ленингр. отд-ние, 1976. 320 с.
9. Мартыненко Г. Ю. Методика экспериментальных исследований динамики ротора в комбинированном магнитном подвесе // Вісник НТУ «ХПІ». 2013. № 58. С. 125–135.
10. Мартыненко Г. Ю. Исследование устойчивости движения ротора в управляемых электромагнитных подшипниках с помощью нелинейной имитационной вычислительной модели // Проблемы машиностроения. 2005. Т. 8, № 1. С. 47–58.
11. Мартыненко Г. Ю. Общий подход к моделированию нелинейной динамики жестких роторов в магнитных подшипниках различных типов // Доповіді Національної академії наук України. 2012. № 3. С. 78–84.
12. Мартыненко Г. Ю. Определение силовых и жесткостных характеристик осевого активного магнитного подшипника при заданном законе управления // Вісник НТУ «ХПІ». 2008. № 36. С. 133–141.
13. Magnetic Bearings and Bearingsless Drives / A. Chiba [et al.]. ELSEVIER, 2005. 381 p.
14. Maslen E. Magnetic Bearings / University of Virginia, Department of Mechanical, Aerospace, and Nuclear Engineering. Charlottesville, Virginia, 2000. 229 p.
15. Schweitzer G., Bleuler H., Traxler A. Active magnetic bearings. Basics, Properties and Applications. Vdf Hochschulverlag AG an der ETH Zurich, 1994. 244 p.

References

1. Zhuravlev Yu. N. *Aktivnye magnitnye podshipniki: Teoriya, raschet, primenenie*. [Active magnetic bearings: Theory, design, application]. St.Petersburg, Politekhnika Publ., 2003, 206 p.
2. Leont'ev M. K. Davydov A. L., Degtyarev S. A. [The dynamics of rotor systems supported by magnetic bearings]. *Gazoturbinnye tekhnologii*. 2011, no. 3, p. 16–22. (In Russ.).
3. Makridenko L. A., Sarychev A. P., Vereshchagin V. P. [State and prospects of electromagnetic bearings of FSUE “NPP VNIIEM”]. *Voprosy elektromekhaniki*. 2011, vol. 120, p. 3–12. (In Russ.).
4. Martynenko G. Yu. [Magnetic bearings as elastic-damping rotor supports with controllable stiffness]. *Visnik NTU “KhPI”*. 2008, no. 47, p. 111–124. (in Russ.).
5. Znyshev V. V., Kiryushin A. A., Nikolaev M. Ya. [Rotordynamic modeling of an electromagnetically suspended rotor using scaled-down prototypes]. *Vestnik Nizhegorodskogo universiteta im. N.I. Lobachevskogo*. 2009, no. 5, p. 137–141. (In Russ.).
6. Sarychev A. P., Rukovitsyn I. G. [Mathematical model of rotor for the analysis of the magnetic bearing control]. *Voprosy elektromekhaniki*. 2008, vol. 107, p. 11–15. (In Russ.).
7. Zhuravlev Yu. N. [The dynamics of mechanical systems with active magnetic bearings]. *Mashinovedenie*. 1988, no. 5, p. 70–76. (In Russ.).
8. Panovko Ya. G. *Osnovy prikladnoy teorii kolebaniy i udara*. [Basics of applied theory of vibration and shocks]. 3-rd pub., complete and revised edition, Leningrad, Mashinostroenie Publ., 1976, 320 p.
9. Martynenko G. Yu. [Methods of experimental investigation of the rotor dynamics in the combined

magnetic suspension]. *Visnik NTU "KhPI"*. 2013, no. 58, p. 125–135. (In Russ.).

10. Martynenko G. Yu. [Investigation of the rotor motion stability in a controlled electromagnetic bearings using nonlinear simulation model]. *Problemy mashinostroeniya.* 2005, vol. 8, no. 1, p. 47–58. (In Russ.).

11. Martynenko G. Yu. [The general approach to modeling the nonlinear dynamics of rigid rotors in magnetic bearings of various types]. *Reports of the National Academy of Sciences of Ukraine*, 2012, no. 3, p. 78–84. (In Russ.).

12. Martynenko G. Yu. [Determination of force and stiffness characteristics of the axial active magnetic bearing for a given control law]. *Vestnik NTU "KhPI"*. 2008, no. 36, p. 133–141. (In Russ.).

13. Chiba A., Fykao T., Ichikawa O., Oshima M., Takemoto M., Dorrell D. G. Magnetic Bearings and Bearingsless Drives. ELSEVIER, 2005. 381 p.

14. Maslen E. Magnetic Bearings. University of Virginia, Department of Mechanical, Aerospace, and Nuclear Engineering. Charlottesville, Virginia. 2000. 229 p.

15. G. Schweitzer, H. Bleuler, A. Traxler Active magnetic bearings. Basics, Properties and Applications. Vdf Hochschulverlag AG an der ETH Zurich, 1994. 244 p.

© Поляков М. В., 2014

Раздел
Part
3

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ И МАТЕРИАЛЫ

TECHNOLOGICAL PROCESSES AND MATERIALS

УДК 539.3

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 192–196

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ ДЛЯ ДЕФЕКТОСКОПИИ ПАЯНЫХ СОЕДИНЕНИЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ

А. В. Азин[1], Н. Н. Марицкий[1], С. А. Пономарев[1], С. В. Пономарев[1], С. Б. Сунцов[2]

[1]Национальный исследовательский Томский государственный университет
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 36. E-mail: antonazin@niipmm.tsu.ru
[2]ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: sbsun@iss-reshetnev.ru

Современное высокоточное радиоэлектронное оборудование, которое входит в состав космической техники, дорогостоящее в изготовлении за счет импортной компонентной базы и малосерийности производства. Рассматриваются существующие методы контроля качества выпускаемой радиоэлектронной аппаратуры, работоспособность которой обеспечивает надежность и долговечность активного существования космических аппаратов. Показана эффективность применения метода акустической эмиссии, позволяющего отслеживать появление дефектов в паяных соединениях печатных плат радиоэлектронной аппаратуры в реальном времени.

Актуальность работы состоит в необходимости дальнейшей разработки неразрушающего метода выявления дефектов и мест их локализации, а также классификации их по степени опасности для работоспособности модулей печатных плат радиоэлектронной аппаратуры.

В ходе работы разработан способ уточнения определения местоположения дефекта с применением метода акустической эмиссии при плоскостной локации. Точность способа позволяет локализовать дефект с погрешностью 1 мм. На стандартном корпусе чипа с шагом 1 мм вероятность определения дефектного контакта составляет от 95 %.

На основании проведенных экспериментов построена модель накопления повреждений паяных контактных соединений корпуса чипа печатной платы радиоэлектронной аппаратуры, которая адекватно отражает свойства исследуемого объекта. Полученная модель накопления повреждений отображает поведение данного объекта не менее чем 80 % от планируемого срока эксплуатации.

По результатам проведенных экспериментальных работ получены диаграммы накопления акустических сигналов от развивающихся дефектов в процессе деформирования паяного соединения, определена точность метода, определены параметры модели накопления повреждений паяного соединения и моменты зарождения дефектов в процессе механического воздействия, что демонстрирует перспективность применения метода акустической эмиссии для дефектоскопии печатных плат радиоэлектронной аппаратуры.

Обосновывается совместное использование рентгеновской томографии и метода акустико-эмиссионного контроля, что позволит на этапах предварительной отработки и производства печатных плат с высокой точностью прогнозировать срок их надежной эксплуатации.

Ключевые слова: акустическая эмиссия, рентгеновский метод, дефектоскопия, паяные соединения, надежность, радиоэлектронная аппаратура.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 192–196

APPLICATION OF ACOUSTIC EMISSION TESTING FOR SOLDER ATTACHMENT ELECTRONICS

A. V. Azin[1], N. N. Marickiy[1], S. A. Ponomarev[1], S. V. Ponomarev[1], S. B. Suncov[2]

[1]Tomsk State University
36, Lenina Av., Tomsk, 634050, Russian Federation
E-mail: antonazin@mail.ru
[2] JSC “Information satellite systems” named after academician M. F. Reshetnev”
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
E-mail: sbsun@iss-reshetnev.ru

Modern high-precision electronic equipment, which is a part of space technology, is expensive to manufacture due to the import component base and small series production. The paper examines existing methods of monitoring the

quality of the electronics, which provides the performance and durability of the active presence of a spacecraft. The effectiveness of the method of acoustic emission for tracking the appearance of defects in solder joints of printed circuit boards of the electronics in real time.

Relevance of the work is necessary for further development of the non-destructive method of detecting defects and sites of their localization, and their classification according to the degree of danger to the operation of the module of the electronics.

In operation, a method of specification the defect locating using the method of acoustic emission has been developed. The accuracy of the method to localize the defect consists of 1 mm. On the standard case of the microchip in 1 mm increments probability defective contact is 95 %.

On the basis of these experiments, a model of damage accumulation of the object (solder terminal connections of the chip housing of printed circuit boards of the electronics), which adequately reflects its properties has been constructed. The resulting behavior of a model of damage accumulation displays this object is not less than 80 % of the planned service life.

The results of experimental studies of the diagram obtained accumulation of acoustic signals from developing defects in the process of deformation of the solder joint, determine the accuracy of the method, the parameters of a model of damage accumulation in the solder joint and the inception of the defects in the process of mechanical action. It demonstrates the promising applications of the method of acoustic emission for inspection of printed circuit boards.

Sharing of X-ray tomography and the method of acoustic emission monitoring, which will be at the stage of preliminary processing and the production of printed circuit boards with high accuracy to predict the duration of their reliable operation is substantiated.

Keywords: acoustic emission, X-ray method, inspection, solder joints, reliability, electronic equipment.

Введение. В радиоэлектронной промышленности широко используются паяные соединения элементов ПП. Для оценки их надежности необходимо знать механические характеристики связующего материала, в число которых также входит долговечность.

При контроле качества выпускаемой электронной продукции широко используются в основном два метода неразрушающего контроля – оптико-электрический и рентгеновский.

Испытательное оборудование, основанное на совместном использовании оптического и электрического методов контроля, включает 3D-системы автоматической оптической инспекции (ISIS компании Mirtec [1], Symbion S36 компании ORPROVision [2]) и системы измерения с летающими пробниками (SPEA 4060 [3]). Эти системы позволяют контролировать и анализировать результаты работы автоматического сборочно-монтажного оборудования и измерять параметры, характеризующие качество паяных соединений. Данные системы не гарантируют выявления латентных дефектов паяных соединений, которые представляют наибольшую опасность для работоспособности ПП в дальнейшем. Рентгеновский метод при использовании современных томографов (Phoenix nanome|x 180 [4], XT V 160 [5]) позволяет «просветить» всю плату и с разрешением менее 0,5 мкм, выявить все несплошности в паяных соединениях и создать подробную 3D-модель исследуемого объекта. На проведение такого анализа требуется значительные временные затраты. Кроме того, нужны дополнительные оценки по опасности выявленных дефектов.

Анализ АЭ, сопровождающей деформацию и разрушение твердых тел, является очень эффективным в этом отношении. Метод АЭ – средство неразрушающего контроля и оценки материалов, основанное на обнаружении упругих волн [6]. Любой дефект производит свой собственный акустический сигнал, регистрация которого возможна на большом расстоянии. К особенностям метода акустического контроля относятся высокая чувствительность и принципиальная возможность раннего обнаружения дефектов независимо от их ориентации, формы и положения, а также возможность наблюдения в реальном масштабе времени [7].

Метод хорошо зарекомендовал себя при испытаниях образцов из оловянно-свинцового припоя ПОС-61 для локации дефектов [8–10]. Кроме того, были получены результаты применения акустической эмиссии и при циклических испытаниях.

Применение АЭ для прогнозирования разрушения материала. Для отработки метода АЭ и определения вида функции поврежденности материала проведена серия экспериментов по деформированию образцов припоя ПОС-61 в виде лопаток и проволочек и образцов плат с BGA-корпусами с регистрацией акустических сигналов установкой АЭ Micro2 digital AE system [11]. Получены диаграммы накопления акустических сигналов от развивающихся дефектов в процессе деформирования контакта, определена точность метода, параметры модели накопления повреждений и моменты зарождения дефектов в процессе механического воздействия. На основании анализа результатов проведенных экспериментов построен график накопления акустических импульсов (рис. 1), возникающих при развитии дефектов, в зависимости от деформаций образца [12].

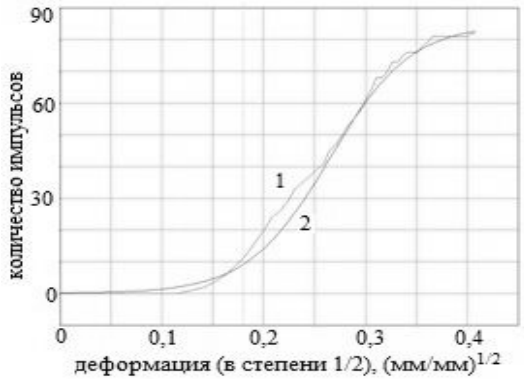
Представленные на рис. 1 экспериментальные кривые с погрешностью не более 3 % аппроксимируются соотношением

$$N(x) = A1\cdot(\mathrm{th}(A2(x - x0)) + 1), \quad x = \varepsilon^{1/2}, \qquad (1)$$

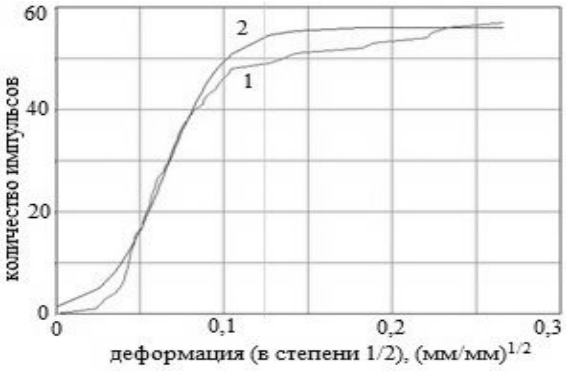
где N – количество импульсов акустических сигналов; ε – деформация; $A1$, $A2$, $x0$ – параметры модели (для материала припоя параметры A_1 = 42,5, A_2 = 12,5, x_0 = 0,26442); th – функция гиперболического тангенса.

На рис. 1 видно, что накопление повреждений в материале контактного соединения идет в три этапа.

На первом этапе происходит накопление микроповреждений в одной области (достигается точка деструкции D – предел текучести материала), на втором этапе микроповреждения перерастают в микротрещины (основная часть событий АЭ) и достигается максимум нагрузки), на третьем этапе образуется макротрещина и количество событий АЭ остается практически неизменным. Таким образом, использование метода акустической эмиссии дает корректные результаты обнаружения роста дефекта (как конкретного события, так и зависимость количества импульсов от времени) вплоть до момента разрушения образца.



а



б

Рис. 1. Накопление АЭ-импульсов в зависимости от деформации $\varepsilon^{1/2}$ для образцов припоя в виде лопаток (*а*) и проволоки (*б*): *1* – экспериментальные данные, *2* – аппроксимирующие кривые

В рамках работы проведены испытания образцов ПП с корпусами BGA. На рис. 2 приведена диаграмма локации источников АЭ образующихся дефектов в паяных соединениях корпуса BGA с ЭП (размер ЭП 0,085 × 0,2 м).

В ходе работы разработан способ уточнения определения местоположения дефекта с применением метода АЭ при плоскостной локации. Точность способа позволяет локализовать дефект с погрешностью 1 мм. На стандартном корпусе микрочипа с шагом 1 мм вероятность определения дефектного контакта составляет от 95 %. К примеру, исследователи компании Mistras и Cisco (разработчики аппаратуры акустической эмиссии) достигли точности локализации дефекта на корпусах BGA с погрешностью 5 мм [13–15].

На основании проведенных экспериментов построена модель накопления повреждений (МНП) исследуемого объекта (паяные контактные соединения корпуса чипа ПП РЭА), которая адекватно отражает свойства с погрешностью, не превышающей 3 %. Полученная МНП обеспечивает точность прогнозирования оставшегося ресурса жизни от планируемого срока эксплуатации с погрешностью не более 9 % и отображает поведение данного объекта не менее чем 80 % от планируемого срока эксплуатации.

Заключение. По результатам проведенного исследования выявлено, что метод акустико-эмиссионного контроля позволяет определять местоположение развивающихся дефектов и степень их опасности для целостности паяного соединения, тем самым ограничивая область исследования и сокращая временные затраты для дальнейшего метода рентгеновской томографии, с помощью которого уточняется локация и геометрия дефекта.

Совместное использование метода рентгеновской томографии и метода акустико-эмиссионного контроля позволит как на этапе предварительной отработки, так при производстве ЭП с высокой вероятностью выявлять производственные дефекты и прогнозировать срок их надежной эксплуатации.

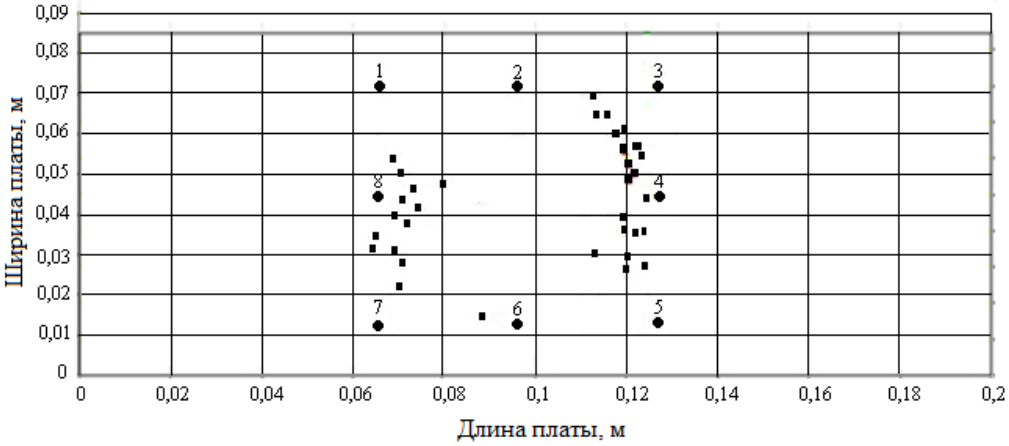


Рис. 2. Диаграмма локации источников АЭ:
● – датчик (преобразователь АЭ); ■ – источники АЭ

Библиографические ссылки

1. 3D-оптическая инспекция – революционные технологии Mirtec [Электронный ресурс] : информационный портал по технологиям производства электроники // Новое оборудование и материалы. Электрон. дан. Элинформ. 2007–2014. URL: http://www.elinform.ru/news_6512.htm (дата обращения: 10.12.2013).

2. Современное состояние развития систем автоматической оптической инспекции : технологии в электронной промышленности [Электронный ресурс] // Электрон. журн. Finestreet. 2011–2014. URL: http://www.tech-e.ru/2011_3_44.php (дата обращения: 10.12.2013).

3. Установка функционального контроля SPEA [Электронный ресурс] // Тестовые системы для производителей радиоэлектронной аппаратуры 4060 / ООО «Предприятие «Остек». 2011. URL: http://ostec-electro.ru/katalog/radio/s-probnikami/4/ (дата обращения: 10.12.2013).

4. Трехмерное качество [Электронный ресурс] / ООО «Предприятие «Остек». 2014. URL: http://ostec-ct.ru/knowledge-base/publication/trekhmernoe-kachestvo/ (дата обращения: 10.12.2013).

5. Система XT V 160 Nikon Metrology [Электронный ресурс] // Тестирование и диагностика / ООО «Совтест АТЕ». 1994–2011. URL: http://www.sovtest.ru/equipment/xt-v-160-nikon-metrology (дата обращения: 10.12.2013).

6. Андрейкив А. Е., Лысак Н. В. Метод акустической эмиссии в исследовании процессов разрушения. Киев : Изд-во Наук. думка, 1989. 172 с.

7. Азин А. В., Марицкий Н. Н., Пономарев С. А., Пономарев С. В. Обзор методов обнаружения механических дефектов радиоэлектронных модулей // Известия вузов. Физика. 2010. № 12/2. С. 3–9.

8. Азин А. В., Марицкий Н. Н., Пономарев С. А., Пономарев С. В. Разработка экспериментально-теоретического метода прогнозирования разрушения материалов для радиоэлектроники // Известия вузов. Физика. 2012. № 7/2. С.3–8.

9. Моделирование деформационно-прочностных свойств припойных соединений / А. В. Азин [и др.] // Известия вузов. Физика. 2013. № 7/3. С. 113–115.

10. Обоснование методики определения повреждаемости материала с использованием акустической эмиссии / А. В. Азин [и др.] // Известия вузов. Физика. 2013. № 7/3. С. 116–118.

11. Acoustic Emission Systems [Электронный ресурс] // Physical acoustics corporation / MISTRAS Group, Inc. 2010. URL: http://www.pacndt.com/index.aspx?go=products&focus=Multichannel.htm (дата обращения: 10.12.2013).

12. Пат. 2298785 Российская Федерация, МПК G 01 N 29/14. Способ измерения концентрации дефектов при пластическом деформировании материалов в процессе силового воздействия / Березин А. В., Козинкина А. И. 15.12.2004, Бюл. № 13. 6 с.

13. A New Approach for Early Detection of PCB Pad Cratering Failures [Электронный ресурс] / Anurag Bansal [et al.] ; Cisco Systems, Inc. 2011. 12 p. Электрон. версия печат. публ. URL: http://www.ipcoutlook.org/mart/51663.shtml (дата обращения: 01.11.2011).

14. Investigation of Pad Cratering in Large Flip-Chip BGA using Acoustic Emission [Электронный ресурс] / Anurag Bansal [et al.] ; Cisco Systems, Inc. 2011. 12 p. Электрон. версия печат. публ. URL: http://www.ipcoutlook.org/pdf/investigation_pad_cratering_ipc.pdf (дата обращения: 01.11.2011).

15. Assessment of PCB Pad Cratering Resistance by Join Level Testing [Электронный ресурс] / Brian Roggerman [et al.] // Electronic Component Technology Conference. 2008. 9 p. Электрон. версия печат. публ. URL: http://www.researchgate.net/publication/224319157_Assessment _of_PCB_pad_cratering_resistance_by_joint_level_testing (дата обращения: 01.11.2011).

References

1. *3D opticheskaja inspektsija – revoljutsionnye tekhnologii Mirtec* [3D optical inspection – the revolutionary technology Mirtec]. (In Russ.). Available at: http://www.elinform.ru/news_6512.htm (accessed 10.12. 2013).

2. *Sovremennoe sostojanie razvitija sistem avtomaticheskoj opticheskoj inspektsii* [Current state of development of automatic optical inspection]. (In Russ.). Available at: http://www.tech-e.ru/2011_3_44.php (accessed 10.12.2013).

3. *Ustanovka funktsional'nogo kontrolja SPEA* [Installing of the functional control SPEA]. (In Russ.). Available at: http://ostec-electro.ru/katalog/radio/s-probnikami/4/ (accessed 10.12.2013).

4. *Trekhmernoe kachestvo* [Three-dimensional quality]. (In Russ.). Available at: http://ostec-ct.ru/knowledge-base/publication/trekhmernoe-kachestvo/ (accessed 10.12.2013).

5. *Sistema XT V 160 Nikon Metrology* [System XT V 160 Nikon Metrology]. (In Russ.). Available at: http://www.sovtest.ru/equipment/xt-v-160-nikon-metrology (accessed 10.12.2013).

6. Andrejkiv A. E., Lysak N. V. *Metod akusticheskoj jemissii v issledovanii protsessov razrushenija* [The method of acoustic emission in the study of fracture processes]. Kiev, Nauk. Dumka Publ., 1989, 172 p.

7. Azin A. V., Marickij N. N., Ponomarev S. A., Ponomarev S. V. [Review of methods for the detection of mechanical defects of electronic modules]. *Izvestija vuzov. Fizika.* 2010, no.12/2, p. 3–9 (In Russ.).

8. Azin A. V., Marickij N. N., Ponomarev S. A., Ponomarev S. V. [Development of experimental and theoretical method for predicting fracture of materials for electronics]. *Izvestija vuzov. Fizika.* 2012, no.7/2, p. 3–8 (In Russ.).

9. Azin A. V., Marickij N. N., Ponomarev S. A., Ponomarev S. V., Suncov S. B. [Simulation of deformation and strength properties of solder joints]. *Izvestija vuzov. Fizika.* 2013, no.7/3, p. 113–115 (In Russ.).

10. Azin A. V., Marickij N. N., Ponomarev S. A., Ponomarev S. V., Suncov S. B. [Justification of methods

for determining the material damage using acoustic emission]. *Izvestija vuzov. Fizika.* 2013, no. 7/3, p. 116–118 (In Russ.).

11. *Acoustic Emission Systems.* Available at: http://www.pacndt.com/index.aspx?go=products&focus=Multichannel.htm (accessed 10.12.2013).

12. Berezin A. V., Kozinkina A. I. *Sposob izmerenija kontsentratsii defektov pri plasticheskom deformirovanii materialov v protsesse silovogo vozdejstvija* [A method for measuring the concentration of defects during plastic deformation of materials during power impact]. Patent RF, no. 2298785, 2004.

13. Anurag Bansal. A New Approach for Early Detection of PCB Pad Cratering Failures. Available at: http://www.ipcoutlook.org/mart/51663.shtml (accessed 01.11.2011).

14. Anurag Bansal. Investigation of Pad Cratering in Large Flip-Chip BGA using Acoustic Emission. Available at: http://www.ipcoutlook.org/pdf/investigation_pad_cratering_ipc.pdf (accessed 01.11.2011).

15. Brian Roggerman. Assessment of PCB Pad Cratering Resistance by Join Level Testing. *Electronic Component Technology Conference.* Available at: http://www.researchgate.net/publication/ 224319157_Assessment _of_PCB_pad_cratering_resistance_by_joint_level_testing (accessed 01.11.2011).

© Азин А. В., Марицкий Н. Н., Пономарев С. А., Пономарев С. В., Сунцов С. Б., 2014

УДК 678

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 197–201

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОТВЕРЖДЕНИЯ ПОЛИМЕРНЫХ СВЯЗУЮЩИХ НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА ИХ ДИЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПРИ СОЗДАНИИ ТОНКОСТЕННЫХ ФОРМОСТАБИЛЬНЫХ КОНСТРУКЦИЙ, УСТОЙЧИВЫХ К НЕГАТИВНЫМ ФАКТОРАМ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

А. Ю. Власов, К. А. Пасечник, В. А. Мартынов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660059, г. Красноярск, ул. Семафорная, 433, корп. 1
E-mail: vlasov.anton@gmail.com

Рассмотрен вопрос создания тонкостенных формостабильных интегральных конструкций методом частичного отверждения. Актуальность работы обусловлена возрастающими требованиями, предъявляемыми к конструкциям аэрокосмического назначения: увеличением прочности конструкции и снижением ее веса. Используя метод частичного отверждения, возможно создание интегральных конструкций с пониженным весом за счет отсутствия механических креплений, а высокая прочность конструкции достигается формованием различных элементов конструкции за один технологический цикл.

Рассмотрен вопрос формостабильности тонкостенных конструкций из полимерных композиционных материалов, эксплуатируемых в космическом пространстве, с точки зрения степени отверждения связующего. Степень отверждения связующего может быть выражена через желаемое свойство конечного изделия. Приведено краткое описание и сравнение современных методов определения степени отверждения связующего. Показано, что преимуществом метода диэлектрического анализа является возможность проводить мониторинг процесса отверждения в режиме реального времени. Кратко рассмотрена теория метода диэлектрического анализа для определения степени отверждения термореактивных, в частности эпоксидных, связующих, используемых в полимерных композиционных материалах. Разработана технологическая оснастка с принудительным теплоотводом для изготовления интегральных конструкций из полимерных композиционных материалов методом частичного отверждения. В качестве охлаждающего агента была использована вода. Проведена экспериментальная оценка работоспособности технологической оснастки для формования интегральных конструкций из полимерных композиционных материалов.

Показана работоспособность технологической оснастки для формования интегральных конструкций методом частичного отверждения. Определено, что для метода частичного отверждения наиболее подходящим методом определения степени отверждения является диэлектрический анализ. Полученные результаты могут быть применимы при проектировании и изготовлении интегральных конструкций из полимерных композиционных материалов, формуемых за один технологический цикл с использованием метода частичного отверждения связующего.

Ключевые слова: диэлектрические параметры, формостабильные конструкции, частичное отверждение.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 197–201

INVESTIGATION OF THE CURING PROCESS OF THE POLYMERIC BINDER BASED ON THEIR DIELECTRIC PARAMETERS WHEN CREATING A DIMENSIONALLY STABLE THIN-WALLED STRUCTURES RESISTANCE TO THE NEGATIVE SPACE FACTORS

A. Yu. Vlasov, K. A. Pasechnik, V. A. Martynov

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
433/1, Semafornaya st., Krasnoyarsk, 660059, Russian Federation
E-mail: vlasov.anton@gmail.com

The article focuses on the creation of thin-walled structures using a dimensionally stable integral partial cross-linked. Relevance of the work is due to the increasing requirements for aerospace structures, increase structural strength and reduce its weight. Using the method of partial cross-linked is possible to create integrated designs underweight, due to the absence of mechanical fasteners, and high structural strength is achieved by molding the various structural elements in one work cycle. The question of a dimensionally stable thin-walled structures made of polymeric composite materials, used in outer space, in terms of the degree of cure of the binder is considered. The

degree of cure of the binder can be expressed in terms of the desired property of the final product. A brief description and comparison of modern methods of determining the degree of cure of the binder is given. It is shown that an advantage of the method of analysis is a dielectric capable of monitoring the curing process in real time. The theory of the method of the dielectric analysis to determine the extent of curing thermosetting, in particular epoxy resins used in the polymer composites is briefly discussed. The technological equipment with forced heat sink for the manufacture of integrated structures of polymeric composite materials by partial curing is used. As the coolant water was used. Experimental evaluation of performance tooling for forming integrated structures of polymer composite materials is made. The performance of tooling for forming integrated structures using partial cross-linked is shown. It is determined that for the method of partially curing the most appropriate method to determine the degree of cure is the dielectric analysis. The results can be used for the design and fabrication of integrated structures from polymeric composites, molded in one process cycle using the method of partially curing the binder.

Keywords: dielectric parameters, stable dimensions, partial cross-linked.

Введение. В работе [1] рассмотрена возможность создания размеростабильных конструкций из ПКМ, основой которых является тонкая оболочка и силовые шестигранные конструктивные элементы, выполненные из того же материала, что и основная конструкция. При этом изготовление всех элементов конструкции происходит за один технологический цикл.

Важнейшим параметром, обеспечивающим размеростабильность, а в случае антенного рефлектора – коэффициент полезного действия, длительность и безотказность работы, является стойкость материала и изделия к воздействию факторов космического пространства. К этим факторам возможно отнести, например, вакуум, космическую радиацию, термоциклирование и др.

Применяемые в производстве конструкций космического назначения полимерные материалы, в частности эпоксидные и цианатэфирные связующие, характеризуются наличием трехмерных сшивок или связей макромолекул. Процесс образования трехмерных сшивок называется отверждением или сшиванием.

Постановка задачи. Свойства получаемых полимерных композитов напрямую зависят от степени отверждения полимерной матрицы. В свою очередь, степень отверждения может быть выражена через изменение желаемого конечного свойства материала. Методы проведения мониторинга процесса отверждения можно разделить на несколько групп: термические методы, оптические методы и методы, основанные на приложении к образцу малого внешнего поля. В термических методах мониторинга физическая величина определяется как функция времени или температуры. Примерами физических величин служат тепловой поток и температура. Методы термического анализа используются сравнительно давно и являются наиболее изученными. К недостаткам данной группы методов относится невозможность проведения испытаний на месте в промышленных условиях, так как они требуют использования небольших образцов. Результат испытаний на образце малого размера может отличаться от результата при производстве реальной детали.

Использование оптических методов основано на сообщении отверждаемому материалу энергии по величине и продолжительности гораздо большей, чем в последней, третьей, группе, и отклике материала (молекулярных групп) в виде колебательных движений, излучения или перехода в возбужденное состояние, соответствующее более высокому электронному уровню. Преимуществом методов данного типа является то, что они могут предоставить информацию о конкретных молекулярных группах, участвующих в реакции. Это позволяет идентифицировать различные механизмы реакции и в последующем построить их кинетические модели. К недостаткам данной группы методов относится сложность в обработке результатов из-за возможного перекрывания линий спектра [2].

Нахождение оптимального цикла отверждения требует проведения экспериментов по методу проб и ошибок, моделирования процессов и получения офлайн-характеристик состояния отверждения с использованием таких методов, как, например, дифференциальная сканирующая калориметрия и реологическая динамическая спектроскопия. Такие измерения дорогостоящие и требуют значительного времени. При этом эти методы получения данных дают информацию только до и после гелеобразования, в то время как диэлектрические датчики могут контролировать весь цикл отверждения [3–13].

Основная часть. Некоторые современные исследования ПКМ [14; 15] направлены на изучение термофизических и механических свойств полимерной матрицы и определение взаимосвязи между ними при различных величинах степени отверждения полимерной матрицы. Понимание поведения исследуемого материала при частичном сшивании позволяет создавать интегральные конструкции и новые пути обработки полимерных материалов, армированных углеродных волокном.

Определить степень отверждения полимерной матрицы можно, используя диэлектрический анализ. Суть метода заключается в следующем. При проведении измерения проба находится в контакте с двумя электродами, на один из которых подается синусоидальное напряжение U. Этот процесс получил название процесса активации. Результатом является сигнал по току I, снимаемый со второго электрода. Образец, подвергаемый воздействию, ведет себя как диэлектрик, причем измеряемый сигнал сдвинут по фазе к входящему сигналу и имеет другую амплитуду:

$$U(t) = U_0 \cos(\omega t); \quad (1)$$

$$I(t) = I_0 \cos(\omega t + \varphi), \quad (2)$$

где U_0 и I_0 – амплитуды $U(t)$ и $I(t)$; ω – угловая частота; φ – фазовый сдвиг.

Это происходит вследствие подвижности низкомолекулярных примесей – ионов. Например, в эпоксидных смолах в качестве примеси выступают ионы натрия, образующиеся при синтезе эпихлоргидрина – основного компонента при производстве эпоксидных смол и выравнивания диполей.

Диполи в материале пытаются выровняться по направлению электрического поля. Этот процесс обратим и носит название обратимой релаксации. Заряженные ионы, которые могут присутствовать как примеси, будут двигаться к электроду с противоположной полярностью. Такой процесс необратим и энергетически затратный.

Основные измеряемые величины метода – это амплитуда приложенного напряжения U, угловая частота ω, амплитуда результирующего тока I и фазовой сдвиг φ. Полная проводимость эквивалентна обратному сопротивлению, за исключением того, что она представляет собой вектор. Они используются для получения емкости – способности хранить заряд, и проводимости – способности передавать заряд. По аналогии с механическими испытаниями, емкость можно рассматривать как эквивалент жесткости, а проводимость – как эквивалент вязкости.

Полная проводимость образца

$$Y = \frac{I}{U}, \tag{3}$$

которая характеризуется величиной модуля $|Y|$ и направлением фазового сдвига φ. Емкость является способностью хранить заряд:

$$C = |Y|\sin(\varphi)\omega, \tag{4}$$

где $\omega = 2\pi f$; f – частота.

Проводимость является способностью передавать заряд:

$$G = |Y|\cos\varphi. \tag{5}$$

Из приведенных выше формул определяется относительная диэлектрическая проницаемость

$$\varepsilon' = \frac{C}{(\varepsilon_0 A/D)^2}, \tag{6}$$

где ε_0 является диэлектрической проницаемостью в вакууме; A/D – отношение площади электрода A к расстоянию между пластинами конденсатора или толщине образца D. Также вводим относительную проводимость $\sigma = \frac{G}{\varepsilon_0 A/D}$ и получаем коэффициент потерь $\varepsilon'' = \frac{\sigma'}{\omega'}$. Величины ε' и ε'' являются безразмерными.

Ионная вязкость является обратной величиной ионной проводимости, которая определяется уравнением

$$\sigma = \varepsilon''\omega\varepsilon_0, \tag{7}$$

где ε'' – фактор потерь – мера полной энергии, потерянной в результате выравнивания диполей и перемещения ионов в материале; ω – угловая частота; ε_0 – диэлектрическая постоянная в вакууме.

В процессе отверждения связующего происходит уменьшение активности ионов и подвижности диполей вследствие уменьшения сегментальной подвижности макромолекул и изменения физического состояния полимера. Ионная вязкость служит мерой протекания реакции отверждения и функцией для расчета степени отверждения:

$$\alpha = \frac{(\lg\beta_1 - \lg\beta_0)}{(\lg\beta_2 - \lg\beta_0)} \cdot 100\ \%, \tag{8}$$

где $\lg\beta_1$ – значение ионной вязкости, соответствующее определяемой степени отверждения; $\lg\beta_0$ – минимальное значение ионной вязкости; $\lg\beta_2$ – конечное значение ионной вязкости.

В данной работе был проведен мониторинг процесса отверждения коммерческого эпоксидного связующего SR1710 и отвердителя аминного типа SD8824 при комнатной температуре (25 °С) и частоте 1 Гц. В качестве армирующего материала использовалась стеклоткань марки Т-53 ВСМ. Результат приведен на рис. 1.

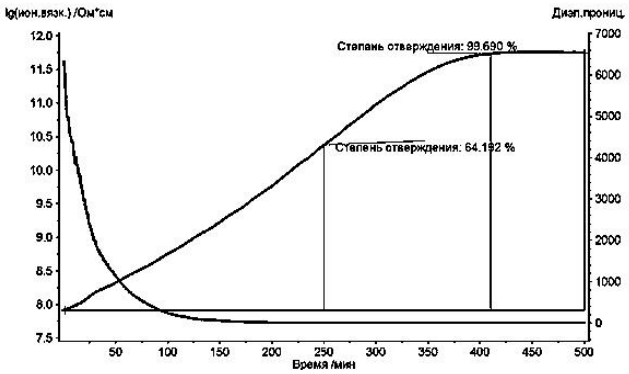


Рис. 1. Мониторинг процесса отверждения эпоксидного связующего

Как видно из графика, процесс отверждения практически прекращается по прошествии 420 мин после смешения.

Для решения задачи по созданию размеростабильного рефлектора антенны, состоящего из оболочки и подкрепляющих элементов, было предложено изготовление образца (пластины) из ПКМ с зонами различной степени отверждения связующего. В соответствии с этим была разработана оснастка с принудительным теплоотводом. В качестве охлаждающего агента использовалась вода с температурой 11 °С. Для оценки работоспособности оснастки использовалась инфракрасная камера FLIR A655 sc. Результат съемки приведен на рис. 2. Температура внутри охлаждающего контура колеблется в пределах трех градусов от 11 до 14 °С, в то время как температура остальных зон оснастки – от 21 до 23 °С.

Для контроля степени отверждения использовались диэлектрические датчики: первый датчик располагался в зоне принудительного охлаждения (точка SP13), второй датчик – в точке SP1, за пределами зоны.

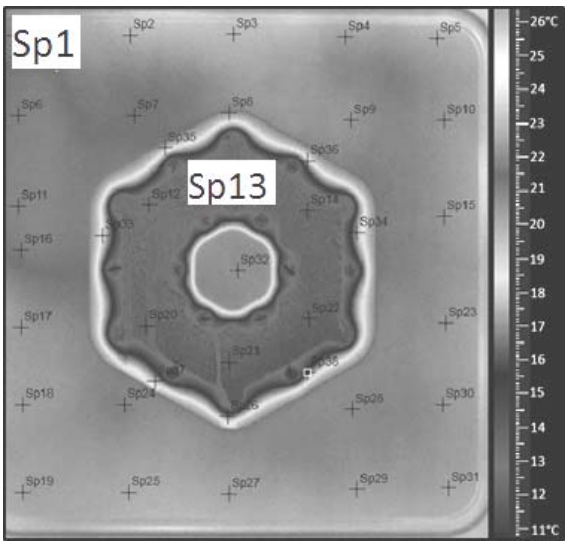


Рис. 2. Распределение температуры на оснастке для производства изделий из ПКМ методом частичной сшивки

После выдержки отформованного образца в оснастке в течение 4 часов проведена регистрация значений ионной вязкости. В зоне охлаждающего контура значения ионной вязкости и диэлектрической проницаемости составили 7,96 Ом·см$^{-1}$ и 6844 соответственно, что соответствует 2 % степени отверждения референтного образца. В зоне с датчиком в точке SP1 степень отверждения достигла 45 % от максимальной степени отверждения связующего, значения ионной вязкости и диэлектрической проницаемости составили 9,54 Ом·см$^{-1}$ и 6844 соответственно. Результаты по определению степени отверждения приведены на рис. 3.

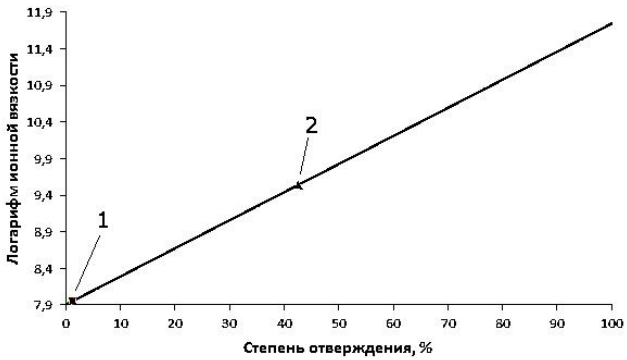


Рис. 3. Изменение ионной вязкости эпоксидного связующего в процессе отверждения: *1* – ионная вязкость в зоне с охлаждением; *2* – ионная вязкость в зоне без охлаждения

Заключение. Таким образом, в данной работе рассмотрен метод производства интегральных конструкций из ПКМ, заключающийся в проведении частичного сшивания связующего в различных областях образца. Регистрацию степени отверждения проводили с помощью диэлектрического анализа, позволяющего в режиме реального времени проводить подобного рода измерения и расчеты. Стоит также добавить, что используемое связующее – холодного отверждения, с физико-механическими характеристиками, подходящими только для наземного применения. При изготовлении изделий космического назначения используются связующие горячего отверждения с температурой отверждения от 150 °С и выше, поэтому в качестве хладагента необходимо использовать вещества, с большей теплоемкостью.

Благодарности. Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации. Государственный контракт № 02.G25.31.0043.

Acknowledgements. This work was financially supported by the Ministry of Education and Science of the Russian Federation. State contract № 02.G25.31.0043.

Библиографические ссылки

1. Разработка прецизионных антенных рефлекторов из полимерных композиционных материалов: конечно-элементное моделирование конструкции / А. В. Лопатин [и др.] // Вестник СибГАУ. 2013. Вып. 3(49). С. 73–78.

2. Kazilas M. C. Acquisition and Interpretation of Dielectric Data For Thermoset Cure Monitoring [Электронный ресурс] / Cranfield University. Cranfield, 2003. System requirements: Adobe Acrobat Reader. URL: https://dspace.lib.cranfield.ac.uk/bitstream/1826/97/2/Kazilas%20Phd%20Thesis.pdf (дата обращения: 1.08.2014).

3. Reed W. F., Alb A. M. Monitoring from polymerization reactions: Fundamentals to applications. Wiley, 2013. 488 p.

4. Wunderlich B. Thermal analysis of polymeric material. Springer, 2005. 895 p.

5. Senturia S. D., Sheppard N. F. Dielectric analysis of thermoset cure // Advance in polymer science. 1986. Vol. 80. P. 1–47.

6. Nass K., Seferis J. Analysis of the Dielectric Response of Thermosets During Isothermal and Nonisothermal Cure // Polymer engineering and science. 1989. Vol. 29, No. 5. P. 315–324.

7. Bidstrup S., Sheppard N. F., Senturia S. Dielectric analysis of the cure of thermosetting epoxy/amine systems // Polymer engineering and science. 1989. Vol. 29, No. 5. P. 325–328.

8. Bilyeu B., Brostow W., Menard K. Epoxy thermosets and their applications. II. thermal analysis // Journal of material education. 2000. Vol. 22. P. 107–129.

9. Measurement of dielectric properties of polymers using Fourier analysis / A. Bizet [et al.] // Thermochimica Acta. 1994. Vol. 237, No. 1. P. 147–157.

10. Brown M. Handbook of Thermal Analysis and Calorimetry. Elsevier, 2007. 780 p.

11. Menczel J. D., Prime R. B. Thermal Analysis of Polymers: Fundamentals and Applications. Wiley, 2009. 696 p.

12. Microdielectric study of epoxy-amine systems: Gelation and relationships between conductivity and kinetics / J. P. Elandou [et al.] // Die Angewandte Makromolekulare Chemie. 1999. Vol. 263, No. 1. P. 57–70.

13. Chen G.-X. Epoxy hybrid composites cured with octaaminophenyl polyhedral oligomeric silsesquioxane // Journal of Applied Polymer Science. 2012. Vol. 125, No. 5. P. 3929–3935.

14. Influence of partial cross-linking degree on basic physical properties of RTM6 epoxy resin / J. Moosburger-Will [et al.] // Journal of Applied Polymer Science. 2013. Vol. 130, Iss. 6. P. 4338–4346.

15. Moosburger-Will J., Greisel M., Horn S. Physical aging of partially crosslinked RTM6 epoxy resin // Journal of Applied Polymer Science. 2014. Vol. 131, Iss. 23.

References

1. Lopatin A. V. [Development of composite precision satellite reflector: finite element construction modeling]. *Vestnik SibGAU*. 2013, No. 3(49), P. 73–78 (In Russ).

2. Kazilas M. C. Acquisition and Interpretation of Dielectric Data For Thermoset Cure Monitoring, Cranfield University. Cranfield., 2003. System requirements: Adobe Acrobat Reader. Available at: https://dspace.lib.cranfield.ac.uk/bitstream/1826/97/2/Kazilas%20Phd%20Thesis.pdf (access date 1.08.2014).

3. Reed W. F., Alb A. M. Monitoring from polymerization reactions: Fundamentals to applications, Wiley, 2013, 488 p.

4. Wunderlich B. Thermal analysis of polymeric material. Springer, 2005, 895 p.

5. Senturia S. D., Sheppard N. F. Dielectric analysis of thermoset cure. *Advance in polymer science.* 1986, Vol. 80, P. 1–47.

6. Nass K, Seferis J. Analysis of the Dielectric Response of Thermosets During Isothermal and Nonisothermal Cure. *Polymer engineering and science*. 1989, Vol. 29, No. 5, P. 315–324.

7. Bidstrup S., Sheppard N. F., Senturia S. Dielectric analysis of the cure of thermosetting epoxy/amine systems. *Polymer engineering and science*. 1989, Vol. 29, No. 5, P. 325–328.

8. Bilyeu B., Brostow W., Menard K. Epoxy thermosets and their applications. II. thermal analysis *Journal of material education*. 2000, Vol. 22, P. 107–129.

9. Bizet A., Nakamura N., Teramoto Y. Measurement of dielectric properties of polymers using Fourier analysis *Thermochimica Acta*. 1994, Vol. 237, No. 1, P. 147–157.

10. Brown M. Handbook of Thermal Analysis and Calorimetry. Elsevier, 2007, 780 p.

11. Menczel J. D., Prime R. B. Thermal Analysis of Polymers: Fundamentals and Applications. Wiley, 2009, 696 p.

12. Elandou J. P., Gerard J. F., Pascault J. P. Microdielectric study of epoxy-amine systems: Gelation and relationships between conductivity and kinetics. *Die Angewandte Makromolekulare Chemie*. 1999, Vol. 263, No. 1, P. 57–70.

13. Chen G.-X. Epoxy hybrid composites cured with octaaminophenyl polyhedral oligomeric silsesquioxane *Journal of Applied Polymer Science*. 2012, Vol. 125, No. 5, P. 3929–3935.

14. Moosburger-Will J. Influence of partial cross-linking degree on basic physical properties of RTM6 epoxy resin, *Journal of Applied Polymer Science*, 2013, Vol. 130, Iss. 6, P. 4338–4346.

15. Moosburger-Will J. Physical aging of partially crosslinked RTM6 epoxy resin, *Journal of Applied Polymer Science*, 2014, Vol. 131, Iss. 23.

© Власов А. Ю., Пасечник К. А., Мартынов В. А., 2014

УДК 678

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 202–208

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДИАПАЗОНОВ ИЗМЕНЕНИЯ КЛЮЧЕВЫХ ПАРАМЕТРОВ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ СТАБИЛЬНОСТЬ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ПРОИЗВОДСТВА ИЗДЕЛИЙ СЛОЖНОЙ ФОРМЫ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ МЕТОДОМ RTM

А. Ю. Власов, К. А. Пасечник, В. А. Мартынов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660059, г. Красноярск, ул. Семафорная, 433, корп. 1
E-mail: vlasov.anton@gmail.com

Рассмотрено определение и систематизация основных параметров технологического процесса производства прецизионных изделий сложной формы из полимерных композиционных материалов методом трансферного формования – Resin Transfer Molding. Метод трансферного формования в настоящее время является одним из основных методов, позволяющих изготавливать изделия из полимерных композиционных материалов, по качеству не уступающие изделиям, полученным по технологии автоклавного отверждения препрегов. Актуальность работы обусловлена необходимостью адекватного управления, в частности, возможностью построения адаптивного управления технологическим процессом изготовления изделий сложной формы из полимерных композиционных материалов методом трансферного формования.

Технологический процесс изготовления изделий сложной формы из полимерных композиционных материалов рассмотрен как сложный физико-химический механизм взаимодействия компонент композиционного материала в условиях рассеяния свойств всех составляющих элементов технологической системы. Параметры, которые определяют процесс изготовления изделий, разделяются на входные, функциональные и выходные. Входные параметры технологического процесса производства изделий сложной формы на примере антенных рефлекторов разделены на определяющие, управляемые и возмущающие. Определена взаимосвязь входных параметров технологического процесса производства антенных рефлекторов методом трансферного формования и показано влияние входных параметров на качество конечного изделия. На примере коммерческих эпоксидных связующих определены виды ключевых технологических параметров связующего и показаны способы их регистрации с использованием оборудования для исследования реологических и термомеханических свойств.

Полученная информация может быть использована при построении адаптивного управления процессом производства прецизионных изделий сложной формы из полимерных композиционных материалов методом трансферного формования.

Ключевые слова: ключевые параметры, технологический процесс, полимерный композиционный материал, антенный рефлектор, трансферное формование.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 202–208

DETERMINATION OF THE RANGE OF CHANGES IN KEY PARAMETERS, ENSURING STABILITY PRODUCTION PROCESS OF COMPLEX SHAPES OF POLYMER COMPOSITES BY METHOD RTM

A. Yu. Vlasov, K. A. Pasechnik, V. A. Martynov

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
433/1, Semafornaya st., Krasnoyarsk, 660059, Russian Federation
E-mail: vlasov.anton@gmail.com

The article is devoted to definition and systematization of the basic parameters of the technological process of production of precision products of complex shape of the polymer composite materials by Resin transfer molding. Resin transfer molding is currently one of the main methods to make products from polymeric composite materials, the same quality as the products obtained by the technology of autoclave curing prepregs. The relevance of the work is due to the need of adequate management, in particular the possibility of building an adaptive process control of manufacturing complex shapes of polymer composite materials by transfer molding.

The paper considers the manufacturing process for shaped articles from polymer composite materials considered as a complex of physico-chemical mechanism for interaction of the components of the composite material in the scattering properties of all the constituent elements of the technological system. The parameters that define the process of

manufacturing products are divided into input, output and functionality. Input parameters of the technological process of production of complex shapes, an example of antenna reflectors are divided into defining controlled and disturbing. The correlation of the input parameters of the technological process of production of antenna reflectors transfers molding method and shows the effect of input parameters on the quality of the final product. On the example of commercial epoxy resins kinds of key technology of communication parameters are defined and show how they are registered using the equipment for the study of the rheological and thermomechanical properties.

The obtained information can be used in the construction of an adaptive process control precision products of complex shape of the polymer composite materials by transfer molding.

Keywords: key parameters, technological process, polymer composites, resin transfer molding.

Введение. Развитие аэрокосмической отрасли ведет к росту требований, предъявляемых к изделиям и технологиям их изготовления. Изделия из полимерных композиционных материалов (ПКМ) аэрокосмического назначения характеризуются меньшим весом и высоким модулем упругости по сравнению с традиционно применяемыми материалами. Выбор технологии изготовления конкретного изделия определяется физико-механическими характеристиками и стоимостью конечного изделия. Существенным параметром, характеризующим технологию изготовления изделий из ПКМ, является возможность серийного выпуска изделий с гарантированным качеством.

Основными параметрами, влияющими на физико-механические характеристики ПКМ, являются модуль упругости волокнистого наполнителя, его объемное содержание и содержание пор в ламинате. Так, типичные ПКМ аэрокосмического класса производят с пористостью около 1 %, в то время как для других классов ПКМ пористость может варьироваться от 2 до 5 %. Содержание пор ухудшает механические свойства изделия. Так, увеличение пористости от 1 до 3 % влечет ухудшение механических свойств на 20 % [1].

Поскольку показатели пористости и объемного содержания волокна очень важны для прецизионных изделий из ПКМ, то технология, основанная на автоклавной обработке, является ключевой при оптимизации свойств ПКМ. Однако автоклавная технология является дорогостоящей как с точки зрения эксплуатационных расходов, так и по трудоемкости изготовления, что ограничивает размеры изделия и объемы производства.

В связи с этим для мелкосерийного производства конкурентоспособных прецизионных изделий сложной формы необходимо стремиться к разработке и использованию технологий вне автоклава. Одной из таких безавтоклавных технологий является технология RTM (трансферное формование). Суть технологии заключается в пропитке связующим под давлением предварительно уложенного в форму сухого армирующего пакета [2–11].

Постановка задачи. В отличие от автоклавной технологии RTM-технология требует больше мер по контролю технологического процесса. Поскольку затраты на создание системы управления фиксированы, то конкурентное преимущество для определённого класса изделий очевидно. Управление технологическим процессом на каждом этапе производства является гарантией заданного качества итогового изделия и снижает процент брака. В связи с этим необходима разработка адаптивного контроля технологического производства и определение диапазонов изменения ключевых параметров, обеспечивающих стабильность технологического процесса производства.

Настоящая работа развивает работы [12; 13] в части технологии изготовления изделий сложной формы из ПКМ, дополняя пониманием влияния, в том числе взаимного влияния, отдельных категорий параметров при построении адаптивной системы управления технологическим процессом.

Основная часть. Параметры, определяющие протекание процесса производства прецизионных изделий сложной формы из ПКМ, можно разделить на входные, функциональные и выходные. Входные параметры подразделяются на определяющие, управляемые и возмущающие [14]. Набор управляющих и возмущающих параметров, определяющих технологический процесс производства изделий сложной формы из ПКМ, представлен в табл. 1; в табл. 2 представлены зависимости между параметрами.

Определяющие, или обязательные, параметры в свою очередь подразделяются на конструкторские и технологические параметры. К конструкторским параметрам относятся параметры, которые закладываются на этапе проектирования изделия, например, такие как марка используемых армирующих и связующих материалов, требуемая точность геометрических размеров, точность формы и расположение поверхностей, качество поверхностного слоя, требуемые физико-механические свойства изделия, геометрические размеры, соотношение армирующего и связующего материала в готовом изделии. Технологическими определяющими параметрами являются минимальная вязкость связующего и максимальное время его жизни.

Управляемые или контролируемые входные параметры (УВП) включают в себя параметры, которые допускают целенаправленный выбор при проектировании технологического процесса. В случае RTM-процесса эту категорию параметров целесообразно разделить на три подкатегории: УВП связующего материала, УВП армирующего материала и УВП технологической оснастки.

Среди возмущающих параметров процесса производства прецизионных изделий из ПКМ можно выделить систематические и случайные параметры.

Функциональные параметры (ФВП) количественно характеризуют технологический процесс, который, в свою очередь, можно разделить на два подпроцесса. Первым из них является процесс инжекции связующего в технологическую оснастку с армирующим пакетом. В этом случае ФВП является скорость

инжекции и объем инжектируемого материала. Таким образом, два этих параметра характеризуют функцию процесса инжекции, определяющую пропитку материала. Вторым подпроцессом является процесс отверждения полимерной матрицы. Данный процесс характеризуется параметром ионной вязкости, определяемым из диэлектрических характеристик связующего – диэлектрической проницаемости и диэлектрического фактора потерь, а также продолжительностью процесса отверждения, что в свою очередь характеризует динамику изменения ионной вязкости полимерной матрицы в процессе отверждения.

Количество параметров модели управления уже само по себе делает производство композитных изделий высокотехнологичным. Процесс также усложняется тем, что параметры подсистем взаимодействуют друг с другом в сложных нелинейных отношениях. Эффективное управление технологическим процессом возможно лишь при наличии математической модели. При ее отсутствии необходимо проводить исследование процесса экспериментально. Поэтому регулируя лишь один фактор, вполне логично, что достичь желаемого результата в большинстве случаев не представляется возможным.

Одним из важнейших аспектов контроля технологического процесса является знание режимов переработки связующего. В настоящей работе объектами исследований служили многокомпонентные эпоксидные связующие Sicomin SR 1710 в сочетании с отвердителем SD 8824 и Huntsmann Araldite LY 8615 в сочетании с отвердителем XB 5173.

Эпоксидное связующее Sicomin SR 1710 представляет собой смесь диглицидилового эфира бисфенола А и диглицидил эфира анилина. Отвердитель SD 8824 представляет собой смесь метилпентандиамина и m-ксилендиамина.

Эпоксидное связующее Araldite LY 8615 представляет собой многокомпонентную смесь, состоящую из продуктов конденсации эпихлоргидрина и бисфенола А, триглицидил-р-аминофенила, тетраглицидила-4,4'-диаминодифенилметана, а также 1,4-батандиол-диглицидилэфира. Отвердитель XB5173 является смесью изофорондиамина и 2,2'-диметил-4,4'-метиленбиса (циклогексиламина).

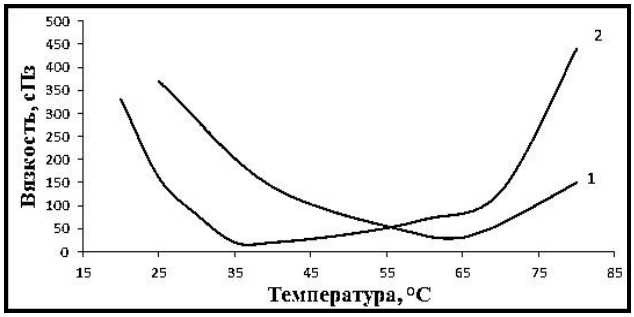


Рис. 1. Определение минимальной вязкости связующих: *1* – Araldite, *2* – Sicomin

Для связующих с помощью вискозиметра Брукфильда (модель DV2T LV, США) была определена минимально возможная вязкость, при которой целесообразно проводить инжекцию. На рис. 1 показаны температурные зависимости динамической вязкости эпоксидных связующих, используемых при RTM-технологии.

Очевидно, что для эффективного осуществления процесса пропитки минимально возможная вязкость не должна существенно изменяться в течение продолжительного времени. Поэтому одной из задач по установлению ключевых параметров управления техпроцессом служит определение времени жизни связующего при изотермических выдержках (рис. 2, 3) [15].

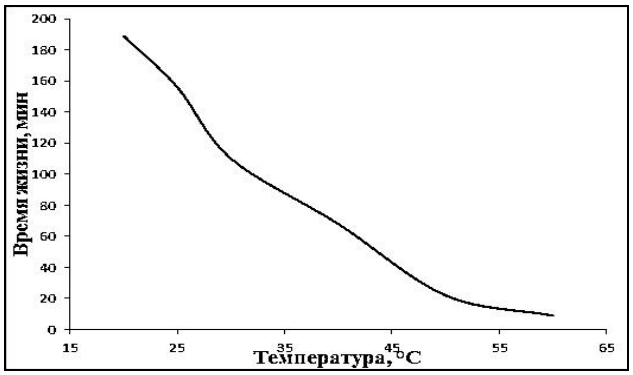


Рис. 2. Зависимость времени жизни связующего Sicomin от температуры изотермической выдержки

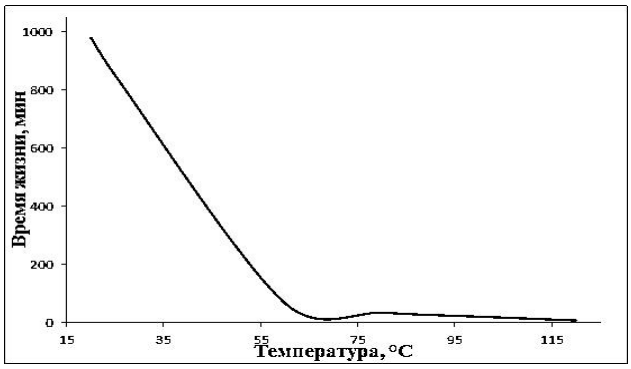


Рис. 3. Зависимость времени жизни связующего Huntsmann от температуры изотермической выдержки

Исследование процесса отверждения эпоксидных связующих проводилось с использованием диэлектрического анализатора DEA 288. На рис. 4 приведены результаты испытаний связующего SR1710 на диэлектрическом анализаторе.

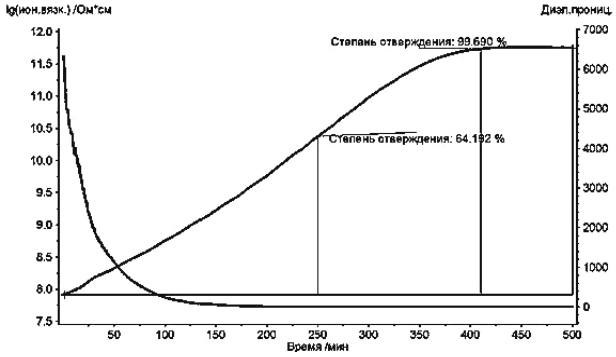


Рис. 4. Мониторинг процесса отверждения эпоксидного связующего SR1710

Таблица 1

Классификация основных параметров технологического процесса производства рефлекторов

Влияющие параметры					Шифр парра
Входные параметры	Определяющие входные параметры	Конструкторские		Марки используемых армирующих и связующего материала	1
				Требуемые точность геометрических размеров, точность формы и расположения поверхностей	2
				Качество поверхностного слоя	3
				Требуемые физико-механические свойства изделия, прочностные характеристики и др.	4
				Геометрические размеры, форма изделия	5
				Требуемое соотношение армирующего и связующего материала	6
		Технологические		Минимально возможная вязкость	7
				Максимально возможное время гелеобразования	8
	Управляемые входные параметры	Связующее		Вязкость	9
				Температура связующего	10
				Температура отверждения	11
				Температура экзотермического пика	12
				Время гелеобразования	13
		Армирующий материал		Тип плетения	14
				Процентное содержание и природа аппрета	15
				Структура жгута (1К, 2К, …), наличие и направление кручения	16
		Технологическая оснастка		Проницаемость	17
				Схема укладки	18
				Плотность армирующего пакета	19
				Давление инжекции	20
				Расположение входных каналов	21
				Расположение вентилируемых каналов	22
	Возмущающие входные параметры	Системные параметры		Интенсивность изменения вязкости	23
				Градиент давления в процессе инжекции	24
				Изменение скорости пропитки	25
				Изменение фронта потока	26
		Несистемные параметры		Колебание величины проницаемости различных областей изделия	27
				Неравномерность фронта потока	28
				Условия и срок хранения связующего материала	29
				Условия и срок хранения армирующего материала	30
Входные параметры	Функциональные входные параметры	Функциональные входные параметры процесса инжекции		Продолжительность инжекции	31
				Скорость инжекции	31,1
				Объем инжектируемого материала	31,2
		Функциональные входные параметры процесса полимеризации	Динамика изменения ионной вязкости связующего материала	Ионная вязкость	32
				Диэлектрическая проницаемость ε’	32,1
				Диэлектрический фактор потерь ϕ	32,2
				Продолжительность процесса полимеризации	33
Выходные параметры		Оптические характеристики		Пористость	34
				Содержание микротрещин	35
		Физико-механические параметры		Температура стеклования	36
				Степень отверждения	37
				КТР	38
		Прочностные характеристики		Модуль упругости	39
				Прочность на разрыв	40
				Ударная вязкость	41

Таблица 2

Описание зависимости параметров технологического процесса производства рефлекторов

	Шифр парра	Влияющие параметры*																																		
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	31,1	31,2	32–33	34	35
Зависимые параметры	1		X	X	X									O																						
	2												O	O																						
	3																																			
	4																																			
	5																																			
	6		X																																	
	7	X																											X							
	8	X																											X							
	9	X						X			X																		X							
	10	X							X																											
	11	X	X								X																									
	12	X	O									X																	X							
	13	X							X			X																								
	14	O	O																																	
	15	X																												X						
	16	X	X																																	
	17	X								X				X	X	X		X					X							X						
	18		X			X																														
	19						X																													
	20																X		X								X									
	21					X																														
	22					X																				X										
	23	X						X																					X		X					
	24																X			X	X	X					X									
	25																							X												
Зависимые параметры	26																								X											
	27	X																X																		
	28																																			
	29	X	X																																	
	30	X	X																																	
	31																									X		X				X	X			
	31,1																			X																
	31,2					X																														
	32–33	X	X									X	X																							
	34	X																												X		X				
	35	X											X																	X				X		
	36–38	X											X																X	X				X	X	X
	39–41	X											X					X											X	X				X	X	X

* X – однонаправленная зависимость; O – двунаправленная зависимость.

Показателем качества отвержденного связующего и выходным параметром технологического процесса принимается температура стеклования. Определение оптимального режима переработки связующего – существенная и трудоемкая задача при оптимизации технологического процесса. Температура стеклования зависит от температуры постотверждения, времени постотверждения, которые в свою очередь определяют степень отверждения. Температуру постотверждения связующего Huntsmann определяли исходя из предположения, что модуль упругости, определяемый на ДМА при увеличении степени сшивки, возрастает. Иллюстрирует данный метод рис. 5. Очевидно, что процесс отверждения продолжается вплоть до температуры 200 °С, однако рост модуля при этой температуре незначительный, поэтому за температуру постотверждения целесообразно принять 190 °С.

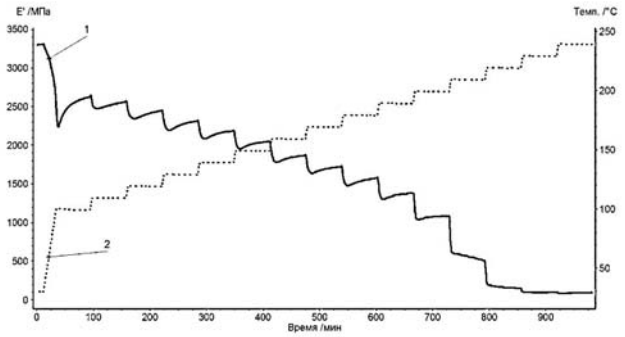


Рис. 5. Определение оптимальной температуры постотверждения: *1* – изменение модуля упругости; *2* – изменение температуры

Для определения времени изотермической выдержки связующего необходимо проведение эксперимента при выбранной температуре постотверждения. В этом случае за оптимальное время постотверждения целесообразно принимать время окончания роста динамического модуля упругости.

Заключение. В данной статье проведен анализ и систематизация параметров, контроль за которыми обеспечивает стабильность технологического процесса производства прецезионных изделий из ПКМ методом трансферного формования. Исходя из их количества и нелинейности отношений между ними, управление процессом трансферного формования – сложная и трудоемкая задача. Показаны приемы и методы оценки технологических и эксплуатационных свойств связующих, позволяющих получать качественные показатели физико-механических свойств композиционных материалов на основе выбранных связующих.

Благодарности. Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации. Государственный контракт № 02.G25.31.0043.

Acknowledgements. This work was financially supported by the Ministry of Education and Science of the Russian Federation. State contract № 02.G25.31.0043.

Библиографические ссылки

1. Kruckenberg T., Paton R. Resin Transfer Moulding for Aerospace Structures. Springer, 1999. 522 p.

2. Lee D. H., Lee W. I., Kang M. K. Analysis and minimization of void formation during resin transfer molding // Composite science and technology. 2006. Vol. 66. P. 3281–3289.

3. Modeling and simulation of voids and saturation in liquid composite molding process / C. H. Park [et al.] // Composites. Part A: Applied science and manufacturing. 2011. Vol. 42. P. 658–668.

4. Khoun L., Maillard D., Bureau M. N. Effect of Process Variables on the Quality of Compression Resin Transfer Molding // Journal of Reinforced Plastics and Composites. 2006. Vol. 25, № 10. P. 1027–1037.

5. Characterization of the resin transfer moulding process / K. N. Kendall [et al.] // Composites Manufacturing. 1992. Vol. 3, No. 4. P. 235–249.

6. Kang M. K., Lee W. I. Analysis of resin transfer/compression molding process // Polymer composites. 1999. Vol. 20, No. 2. P. 293–304.

7. Process analysis of compression resin transfer molding / P. Bhat [et al.] // Composites. Part A: Applied science and manufacturing. 2009. Vol. 40, No. 4. P. 431–441.

8. Chang C.-Y. Experimental analysis of mold filling in vacuum assisted compression resin transfer molding // Journal of Reinforced Plastics and Composites. 2012. Vol. 31, No. 23. P. 1630–1637.

9. Kang M. K., Lee W. I., Hahn H. T. Analysis of vacuum bag resin transfer molding process // Composites. Part A: Applied science and manufacturing. 2001. Vol. 32, No. 11. P. 1553–1560.

10. Lim S. T., Lee W. I. An analysis of the three-dimensional resin-transfer mold filling process // Composite science and technology. 2000. Vol. 60, No. 7. P. 961–975.

11. Hattabi M., Echaabi J., Bensalah M. O. Numerical and experimental analysis of the resin transfer molding process // Korea – Australia Rheology journal. 2008. Vol. 20, No. 1. P. 7–14.

12. Разработка прецизионных антенных рефлекторов из полимерных композиционных материалов: конечно-элементное моделирование конструкции / А. В. Лопатин [и др.] // Вестник СибГАУ. 2013. Вып. 3(49). С. 73–78.

13. Власов А. Ю., Филенкова Н. В., Кравчук Д. В. Разработка прецизионных антенных рефлекторов из полимерных композиционных материалов: система адаптивного управления технологическим процессом // Вестник СибГАУ. 2013. Вып. 3(49). С. 166–168.

14. Старков В. К. Физика и оптимизация резания материалов. М. : Машиностроение, 2009. 640 с.

15. Кинетика отверждения эпоксидных связующих и микроструктура полимерных матриц в углепластиках на их основе / В. Б. Литвинов [и др.] // Материаловедение. 2011. № 7. С. 15–20.

References

1. Kruckenberg T., Paton R. Resin Transfer Moulding for Aerospace Structures, Springer, 1999, 522 p.

2. Lee D. H., Lee W. I., Kang M. K. Analysis and minimization of void formation during resin transfer molding. *Composite science and technology*. 2006, Vol. 66, P. 3281–3289.

3. Park C. H., Lebel A., Saouab A. Modeling and simulation of voids and saturation in liquid composite molding process. *Composites Part A: Applied science and manufacturing*. 2011, Vol. 42, P. 658–668.

4. Khoun L., Maillard D., Bureau M. N. Effect of Process Variables on the Quality of Compression Resin Transfer Molding. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*. 2006, Vol. 25, No. 10, P. 1027–1037.

5. Kendall K. N., Rudd C. D., Owen M. J. Characterization of the resin transfer moulding process. *Composites Manufacturing*. 1992, Vol. 3, No. 4, P. 235–249.

6. Kang M. K., Lee W. I. Analysis of resin transfer/compression molding process. *Polymer composites*. 1999, Vol. 20, No. 2, P. 293–304.

7. Bhat P., Merotte J., Simacek P. Process analysis of compression resin transfer molding. *Composites Part A: Applied science and manufacturing*. 2009, Vol. 40, No. 4, P. 431–441.

8. Chang C.-Y. Experimental analysis of mold filling in vacuum assisted compression resin transfer molding. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*. 2012, Vol. 31, No. 23. P. 1630–1637.

9. Kang M. K., Lee W. I., Hahn H. T. Analysis of vacuum bag resin transfer molding process. *Composites Part A: Applied science and manufacturing*. 2001, Vol. 32, No. 11, P. 1553–1560.

10. Lim S. T., Lee W. I. An analysis of the three-dimensional resin-transfer mold filling process. *Composite science and technology*. 2000, Vol. 60, No. 7, P. 961–975.

11. Hattabi M., Echaabi J., Bensalah M. O. Numerical and experimental analysis of the resin transfer molding process. *Korea – Australia Rheology journal.* 2008, Vol. 20, No. 1, P. 7–14.

12. Lopatin A. V. [Development of composite precision satellite reflector: finite element construction modeling]. *Vestnik SibGAU*. 2013, No. 3 (49), P. 73–78 (In Russ.).

13. Vlasov A. Yu. [Development of the precision satellite reflectors of polymeric composite materials: adaptive control system of manufacturing process]. *Vestnik SibGAU.* 2013, No. 3 (49), P. 166–168 (In Russ.).

14. Starkov V. K. *Fizika i optimizatsiya protsessa rezaniya materialov* [Physics and optimization of cutting of materials]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2009, 640 p.

15. Litvinov V. B. [Epoxy binder curing kinetics and microstructure of the polymer matrix in CFRP]. *Materialovedenie*. 2011, No. 7, P. 15–20 (In Russ.).

© Власов А. Ю., Пасечник К. А.,
Мартынов В. А., 2014

УДК 621.762

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 209–218

КОНСТРУИРОВАНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ НАНОСТРУКТУРИРОВАННЫХ ТВЕРДОСПЛАВНЫХ КОМПОЗИТОВ С ПОВЫШЕННЫМ УРОВНЕМ ПРОЧНОСТНЫХ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗА СЧЕТ МОДИФИЦИРОВАНИЯ НАНОЧАСТИЦАМИ И ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ

Ю. И. Гордеев [1], А. К. Абкарян[1], В. Б. Ясинский [1], А. С. Бинчуров [1], В. Н. Вадимов [2]

[1]Сибирский федеральный университет
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79
E-mail: tms-mtf@rambler.ru
[2] ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: Vladimir-vadimov@mail.ru

Предлагается метод предварительного формирования покрытий керамики на карбидных зернах в качестве стартового метода повышения качества твердосплавных наноструктурированных композитов. Показано также, что уровень прочностных и эксплуатационных свойств твердосплавных материалов увеличивается за счет комбинированного модифицирующего влияния наночастиц и дополнительной термомеханической обработки. Представлена модель прогнозирования плотности упаковки твердосплавных композитов, сформированных из частиц различных размеров. Изучение микроструктурных параметров сканирующей электронной микроскопией в сочетании с рентгенофазовым анализом и стандартными методами изучения прочности показывает высокую статистическую однородность распределения компонентов (зерен карбида вольфрама, титана, карбонитрида, прослоек металла-связки с равномерно распределёнными по его объему включениями наночастиц) и, как результат, увеличение прочности связующего и композита в целом.

Ключевые слова: наноструктурированные твердосплавные композиты, термомеханическая обработка, наночастицы, параметры микроструктуры, моделирование и прогнозирование свойств, прочность и трещиностойкость.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 209–218

DESIGN AND INVESTIGATION OF HARD METALLS COMPOSITES MODYFIED BY NANOPARTICLES AND THERMOMECHANICAL TREATMENT WITH A HIGH LEVEL OF MECHANICAL AND OPERATING PROPERTIES

Yu. I. Gordeev[1], A. K. Abkaryan[1], V. B. Jasinski[1], A. S. Binchurov[1], V. N. Vadimov[2]

[1]Siberian Federal University
79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation
E-mail: tms-mtf@rambler.ru
[2] JSC “Information satellite systems” named after academician M. F. Reshetnev”
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
E-mail: Vladimir-vadimov@mail.ru

According to the research preparation methods to ensure uniformity of distribution of nanoparticles (inhibitors) in terms of the cobalt binder and the formation of nanostructured fragments in hard metal composites are proposed.Our research shows that the working life of various hard metals composites and tools is extended by modification with nanoparticles and subsequent thermomechanical treatment, too. This paper introduces the concept of coated particles of carbides by ceramics nanoparticles as starting method for improved hard metals nanostructured composites. A computer simulation study of the consolidation process of spherical particles of different sizes is presented. The study of microstructural parameters by scanning electron microscopy in combination with x-ray phase analysis indicates a high statistical homogeneity of the relative distribution of composite components (grain of tungsten carbide, titanium carbonitride, layer of metal binder and inclusions of nanoparticles) and a result increase the strength of binder and composite as a whole.

Keywords: carbide nanostructured composites, thermomechanical treatment, nanoparticles, microstructure parameters, simulation and prediction of the properties, strength and fracture toughness.

Введение. Особые уникальные характеристики наноматериалов чаще всего формируются и проявляются в виде изолированных наночастиц. В процессе подготовки смесей, компактирования наночастиц и консолидации при спекании эти свойства в структуре композита зачастую теряются. Поэтому, чтобы получить объемное изделие, обладающее свойствами изолированных наночастиц, необходимо избежать или, по крайней мере, уменьшить их химическое взаимодействие, агломерирование и рекристаллизацию [1].

Сохранить преимущественные отличия и уникальные свойства наноразмерных порошковых частиц после консолидации в микрообъеме твердосплавного композита позволяют такие методы, как СВЧ-спекание, электроразрядное компактирование, плазменное спекание под давлением, спекание индукционным нагревом [2], электроимпульсное плазменное спекание (ЭИПС, SparkPlasmaSintering – SPS) и др. [3]. Эти методы обеспечивают высокую скорость нагрева и снижение температуры спекания, вследствие чего размер зерна в компактном материале оказывается меньшим, чем при обычном спекании. При этом значительно повышается их твердость, прочность и эксплуатационные свойства.

Реализация таких способов на практике требует применения специального оборудования, оснастки и в некоторых случаях не позволяет производить изделия с достаточно высокой производительностью в условиях серийного производства (имеются ограничения по производительности и сложности формы, габаритным размерам изделия). Известны эффективные (с точки зрения практики) способы и технологические приемы, которые позволяют сохранять субмикронные карбидные зерна за счет использования (предварительного введения в состав) добавок наночастиц керамики (оксидов, нитридов, карбидов), которые играют роль ингибиторов роста зерна основной карбидной фазы [4–7].

Легирование наночастицами при получении сверхмелкозернистых твердых сплавов может эффективно использоваться как средство, препятствующее росту зерна карбида вольфрама в процессе спекания, так как при примерно равных размерах исходных частиц средний размер зерен твердой фазы после спекания зависит от их способности к рекристаллизации через жидкую фазу. Растворяясь в кобальте, модифицирующие нанодобавки влияют не только на микроструктуру, но и на физико-механические и эксплуатационные свойства композита.

Технологически это может быть достигнуто также нанесением барьерного (защитного) слоя покрытия на каждую карбидную частицу порошка предварительно либо на карбидное зерно в процессе гомогенизации при спекании. При правильном выборе материала покрытия можно избежать роста карбидного зерна в процессе последующего уплотнения порошка, при спекании или компактировании методом SPS [8]. По нашему мнению, покрытие карбидных частиц защитным либо ингибирующим слоем – стартовый метод, позволяющий получить микроскопические объемные заготовки (компакты) с сохранением уникальных свойств исходных нанопорошков. В этом случае диапазон применения наноматериалов будет только расширяться, поскольку такое покрытие (плакирование) изменяет поверхностные химические и реакционные свойства. Так как основа и материал покрытия распределены гомогенно, то некоторые качества модификатора покрытия могут быть также изменены с изменением его толщины. Использование плакированных наночастицами карбидных порошков обеспечивает следующие преимущественные отличия:

– зерна находятся на хорошо предсказуемом расстоянии, поэтому взаимодействие частиц можно регулировать (моделировать);
– во время спекания предотвращается рост зерна;
– поверхностную химическую, реакционную активность частиц можно изменять в зависимости от требований, предъявляемых к конечному изделию.

В работе изучены твердосплавные композиты, которые являются сложными функционально градиентными материалами, по крайней мере, с одной фазой, проявляющей свойства наноматериала.

Целью работы является осуществление таких изменений в структуре твердого сплава, при которых уменьшается смежность границ карбидных зерен и, как результат, обеспечивается повышение физико-механических и эксплуатационных свойств твердосплавного инструмента.

Методика и аппаратура исследований. Для подготовки порошковых смесей карбидов вольфрама (в том числе получения композиционных порошков карбида вольфрама с ингибирующими добавками наночастиц оксида алюминия и диоксида циркония керамики), кобальта использовались прецизионные весы MettlerToledoAB204-S/FACT с точностью измерения до 0,1 мг. Активированные в жидкой среде (УЗ-диспергированные) легирующие наночастицы диоксида циркония или оксида алюминия смешивались с порошками карбида вольфрама и кобальта в нужных весовых соотношениях, прессовались в жесткой матрице в форме изготовления штабиков для проведения испытаний на изгиб (ISO/CD 3327), таблеток Ø10×10 мм для изучения параметров микроструктуры и физико-механических характеристик; подвергались спеканию в вакуумных печах или консолидировались в плазме искрового разряда на установке SPS 515S SYNTEX. На образцах измерялись следующие физико-механические характеристики: в процессе спекания измерялась усадка на дилатометре DIL402; на спеченных образцах – плотность гидростатическим методом по ISO 3369; твердость по Виккерсу и коэффициент трещиностойкости (K_{1C}) по методу Палмквиста на микротвердомере ТП-7Р-1 путем измерения длины трещины, распространяющейся от угла отпечатка пирамидки Виккерса (нагружение при испытании 100, 200 и 300 Н) по ISO/DIS 28079; износостойкость согласно стандарту ASTMB611-85; пористость и содержание графита по ISO 4505. Анализ микроструктуры образцов твердосплавных композитов проводился на растровом электронном микроскопе HITACHI TM 1000 и растровых электронных микроскопах JEOL JSM-7001F, JEOL JSM-7500FA с энергодисперсионным и волновым спектрометрами и комплектом пробоподготовки; рентгеноструктурный

и рентгенофазовый анализ производился на дифрактометре D8 ADVANCE. На основании данных изучения удельной поверхности исследованных порошков производилось уточнение среднего размера частиц в приближении к их реальной геометрии, т. е. на основе изучения их морфологии методом СЭМ. Изучение нанотвёрдости и упругопластических характеристик спечённых образцов твёрдосплавного композита проводили на полированных поверхностях с использованием ультрамикротвердомера динамического типа ShimadzuDUH-211S.

Результаты и обсуждение. Одной из основных причин снижения стойкости твердосплавного режущего инструмента является остаточная пористость, неоднородность по размеру карбидного зерна, распределению фазовых составляющих и другие дефекты в структуре материала, полученные на стадии его изготовления и проявляющиеся на стадии механической обработки. Некоторые типичные виды дефектов (сколы, микрорастрескивание, отслаивание) режущей кромки цельных концевых твердосплавных фрез, полученные при вышлифовке из твердосплавных прутков и заточке, представлены на рис. 1.

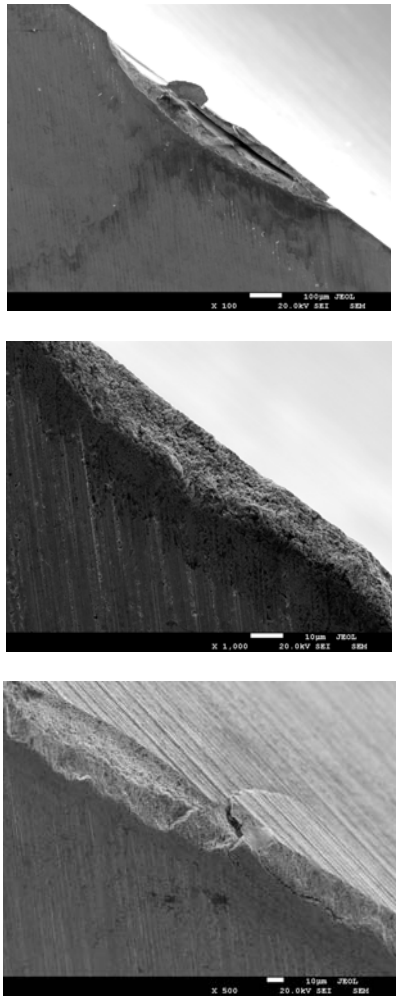


Рис. 1. Дефекты режущей кромки твердосплавного инструмента, полученные на стадии изготовления

Очевидно, что такие повреждения на режущей кромке неизбежно снижают эксплуатационную стойкость инструмента и по сути являются неисправимым видом брака.

При эксплуатации режущего инструмента под влиянием высоких температур в зоне резания и усилий резания (особенно ударного, знакопеременного действия) заложенные при изготовлении явные и скрытые микродефекты начинают проявляться, что приводит к микрорастрескиванию, развитию магистральных трещин, интенсивному износу, т. е. снижению эксплуатационной стойкости инструмента.

Проведенный ранее авторами анализ низкой стойкости твердосплавного инструмента показывает, что возможными причинами появления брака является невысокое качество самих твердосплавных заготовок, отклонения от химического состава, высокий коэффициент контактности карбидных зерен (самого «слабого звена» в структуре), остаточная пористость. Более того, изготовление цельных концевых фрез на станках ANCA вышлифовкой алмазными кругами с необоснованно завышенными режимами резания (без учета марки материала и геометрии режущей части) приводит к снижению качества режущей кромки уже на стадии заточки до начала эксплуатации (рис. 1).

Известен эффективный аппаратурно-технологический способ устранения отрицательного влияния дефектов микроструктуры твердосплавного композита на физико-механические и эксплуатационные свойства – использование изостатического прессования (доуплотнения) заготовок или изделий в газостате [2; 7]. Предварительно спеченный твердосплавный композит подвергают всестороннему уплотнению с давлением газа до 200 МПа с одновременным нагревом до температур 1000–1300 ^{o}C, что обеспечивает дополнительную 2%-ную деформацию заготовки. При этом достигается 100%-ная плотность материала, дробление слабых карбидных зерен, заполнение трещин кобальтовым связующим, выравнивание микроструктуры по размеру зерна и «залечивание» других структурных дефектов. Метод газостатического доуплотнения широко применяется для изготовления высококачественного твердосплавного инструмента ведущими фирмами – производителями инструмента, такими как SANDVIC, MITSUBISICARBIDE и др. Однако использование этого метода экономически оправдано только при крупносерийном и массовом производстве, в связи со сложностью реализации технологии и высокой стоимостью оборудования.

Перспективным и экономичным, с нашей точки зрения, вариантом решения задачи повышения качества твердосплавных заготовок и изделий является способ термомеханической обработки (ТМО) [9]. Суть метода заключается в интенсивном силовом воздействии на заготовку с удельным давлением от 500 до 900 МПа с последующим нагревом до 1250–1320 ^{o}C. При этом выбранная и обоснованная экспериментально величина нагружения не превышает значений, соответствующих пластической деформации кобальтовой связки данного материала, основную нагрузку воспринимает только карбидный каркас. В результате интенсивных сдвиговых деформаций происходит смещение контактирующих зерен друг относительно друга и образование микротрещин по

границам контактов карбидных зерен WC–WC, WC–TiC, TiC–TiN. Более того, уже при этих нагрузках может происходить разрушение по телу крупнокристаллических непрочных карбидных зерен (рис. 2).

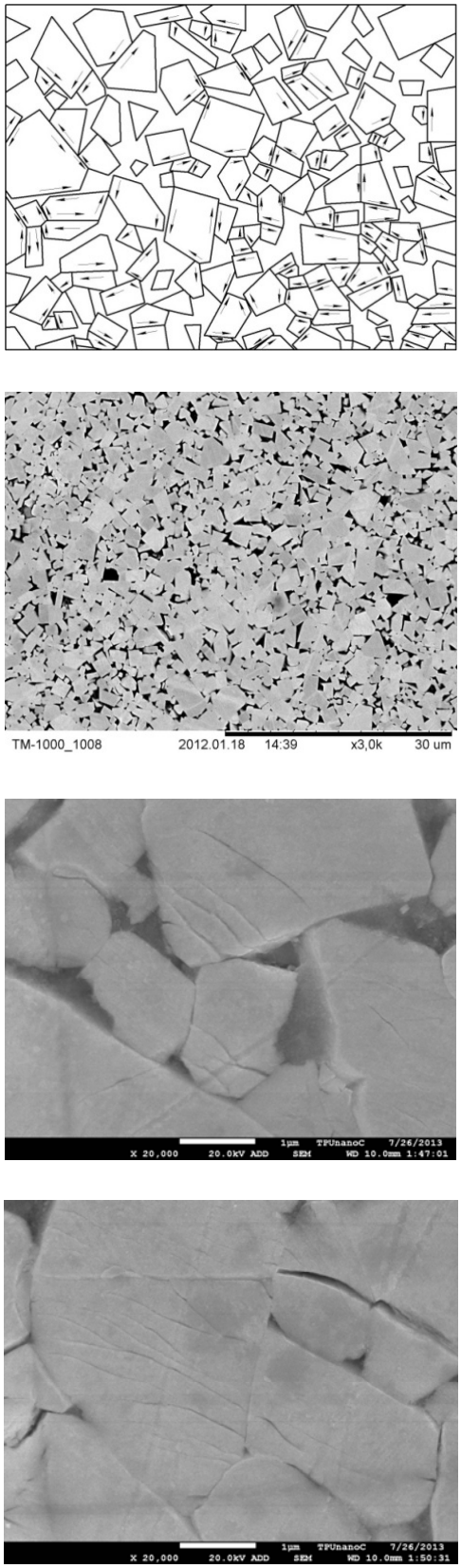


Рис. 2. Разрушение и смещение границ карбидных зерен в результате внешнего силового воздействия (механической, ультразвуковой, магнитоимпульсной обработкой)

Затем изделие подвергают кратковременному нагреву до 1250–1350 °С с кратковременной выдержкой (достаточно 5–10 мин). В результате действия сил поверхностного натяжения микротрещины заполняются тонкой прослойкой кобальтовой фазы, происходит уменьшение смежности границ, что в соответствии с механикой фаз и обеспечивает увеличение прочностных характеристик материала [10]. На рис. 3 представлено электронно-микроскопическое изображение структуры твердосплавного композита TiCN – (Ni, Mo) после термомеханической обработки. Обращает на себя внимание изменение ориентации карбидных зерен в результате интенсивных сдвиговых деформаций. После ТМО наблюдается поворот карбидных зерен по поверхностям сдвига (в сравнении со структурой до обработки).

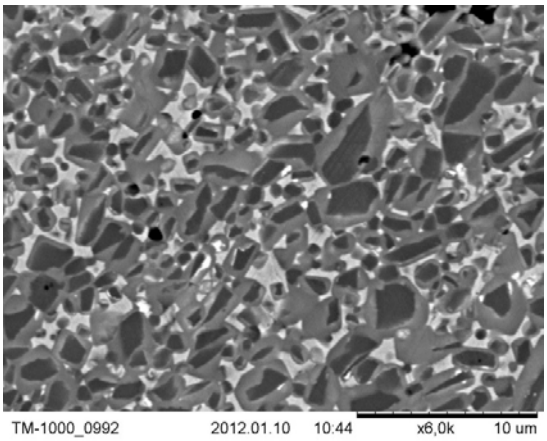


Рис. 3. Микроструктура без вольфрамовых твердых сплавов

Уменьшение величины внутреннего трения Q^{-1}, измеренного методами акустической эмиссии [9] после термомеханической обработки, свидетельствует о качественных структурных изменениях в результате обработки по предлагаемому способу, что может быть объяснено снижением контактности карбидных зерен и более однородному их распределению по объему кобальтового связующего, что и способствует увеличению прочности материала. Сравнительные характеристики материалов до и после термомеханической обработки приведены в табл. 1.

Изучение возможностей дисперсного упрочнения твердых сплавов добавками наночастиц. Разработанные ранее применительно к модифицированным наночастицами твердым сплавам геометрические модели, методики расчета прочности в зависимости от размеров, концентрации и объемных долей всех составляющих WC–Co–Al_2O_3(ZrO_2), были использованы для оценки эффективности «внедрения» наночастиц Al_2O_{3f} в структуру кобальтовой связки и прогнозирования конечных свойств материала на стадии «конструирования» [4; 6]. При этом исходили из предположения, что внедренные в прослойку связующего наночастицы способствуют уменьшению ее толщины, дисперсно упрочняют ее на фрагментарном уровне, подавляют рост карбидного зерна и, как результат, обеспечивают прирост прочности твердосплавных композитов в целом.

Таблица 1

Изменение свойств твердого сплава в результате ТМО

Марка базового твердого сплава	Прочность на изгиб, МПа		Внутреннее трение Q^{-1}	
	до ТМО-обработки	после ТМО-обработки	до ТМО-обработки	после ТМО-обработки
ВК6	2070	2300	7,5	5,2
ВК6	2030	2420	7,7	5,0
ВК8	2130	2570	7,7	5,0
ВК8	2090	2580	7,8	4,8
ВК15	1960	2570	17,0	10,3
ВК15	2100	2490	16,5	6,5

Реальная структура зачастую кардинально отличается от модельной. Поэтому в соответствии с предлагаемым в работе подходом задача прогнозирования разбивается на две подзадачи:

– моделирование плотности упаковки, исходя из соотношения объемных долей микронной карбидной (V_m) и нанодисперсной (V_f) фракции и их средних размеров (d_m, d_f);

– моделирование процессов спекания с учетом различий в кинетике массопереноса.

Предлагаемая новая уточненная стереологическая модель, адаптированная применительно к твердосплавным композитам с использованием карбидных зерен, покрытых слоем наночастиц керамики, представляет из себя четверку потройно касающихся друг друга матричных карбидных частиц d_m одного размера. Частицы карбидной фазы при моделировании условно приняты сферическими. Центры этих шаров являются вершинами тетраэдра, ребра которого образованы радиусами R_i (рис. 4).

Единичный объем (V_c) фрагмента такой структуры с бимодальным распределением частиц по размерам ($\bar{d}_m$, $\bar{d}_f$) может быть определен исходя из соотношения $V_c = N_m v_m + v_p$, где N_m – число карбидных частиц; v_m – средний объем карбидных частиц. Объем пустот (v_p) между карбидными частицами исходя из известных положений стереологии можно принять равным $v_p = 0,20776\left(\bar{d}_m/2\right)^3$. В качестве способа повышения плотности прессовки предлагается вводить дополнительный объем нанофазы v_f, равный объему пустот, т. е. $v_p = N_f v_f$. Это условие невыполнимо фактически, поскольку вторичная плотная упаковка из наночастиц образует свои собственные пустоты v_{pf} (рис. 4, *б*), т. е. N_f должно быть уменьшено до N_f* на объем v_{pf}, который предлагается приравнять объемной доле металлического связующего $v_b = v_{pf} = 0,20776\left(\bar{d}_f/2\right)^3$ (количество частиц N_f* можно рассчитать по аналогии исходя из приведенных выше соотношений). При таком подходе к решению задачи моделирования структуры композита обеспечивается его максимальная плотность.

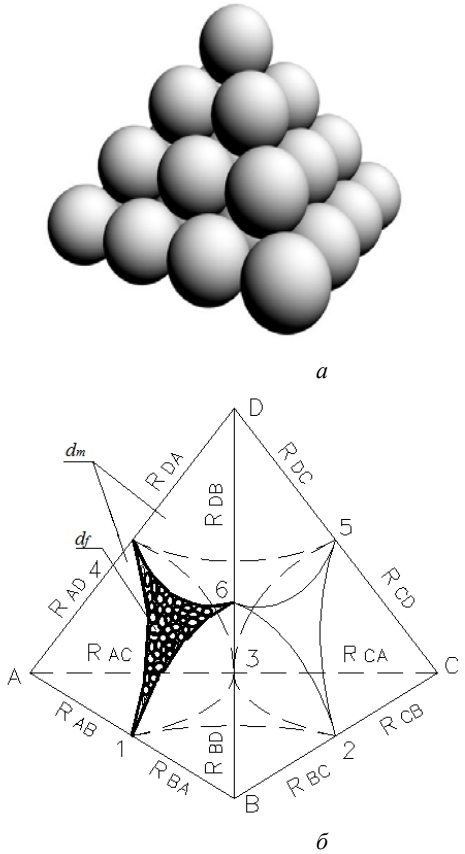


Рис. 4. Упаковка карбидных частиц (d_m): *а* − схема упаковки; *б* − геометрическая модель бимодальной системы d_m – нанодобавки керамики d_f (Al_2O_{3f}, ZrO_{2f})

Это целесообразно исходя также и из физических соображений, поскольку при спекании формируется активирующий слой из наночастиц. Особенностью предлагаемого в работе подхода к определению плотности упаковки является учет различий в кинетике уплотнения и массопереноса у частиц крупнокристаллической и субмикронной составляющей. Условие формирования в процессе спекания монослоя из наночастиц и одновременно получение плотной структуры композита требует при «сшивке» разных моделей выполнения также следующих соотношений:

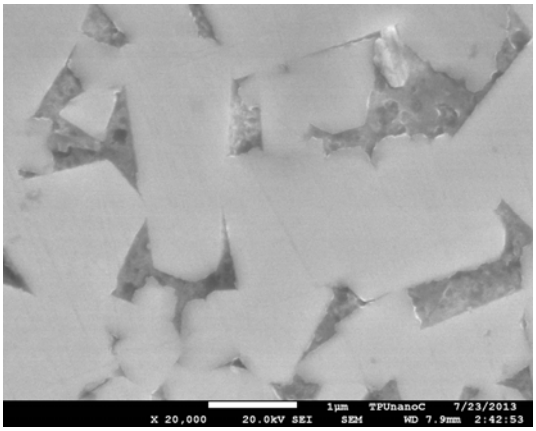
$$\beta_0 \sum_{i=1}^{Nm} (d_m+d_f)^3 = N_m \cdot v_m + N_m \cdot v_p - N_f \cdot v_f; \qquad (1)$$

$$v_h = 4\pi((R_m + h)^3 - R_m^3) / 3R_m^3, \quad (2)$$

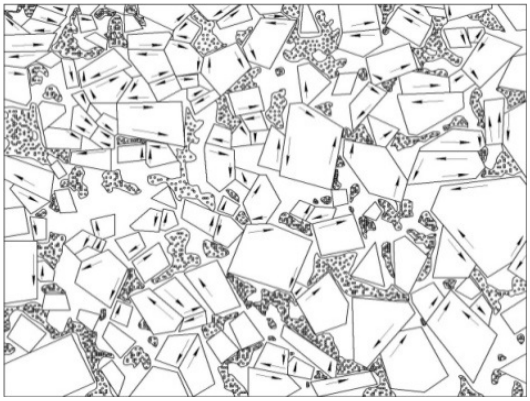
где β_0 – коэффициент, определяющий форму структуры; h – толщина прослойки из монослоя наночастиц с размером d_f; v_h – объем прослойки толщиной h.

Решая совместно эту систему уравнений (1), (2), а также используя уравнения из геометрической модели, разработанной ранее [4; 6] для WC–Co–нано$Al_2O_3(ZrO_2)$, можно определить оптимальные объемные области добавок модифицирующих наночастиц при различных соотношениях средних размеров d_m / d_f и объемных долей частиц v_m / v_f. Полученные в соответствии с геометрической моделью расчетные выражения позволили предварительно рассчитать количество добавок наночастиц, необходимое для получения прессовок с наибольшей плотностью упаковки. Оценочные расчеты производились для размеров частиц карбидной фазы в диапазоне d_m(WC) от 0,5 до 3 мкм и размеров керамических наночастиц d_f от 0,008 до 0,1 мкм, используемых в экспериментальной части работы. В частности, при размерах частиц d_m = 3 мкм, d_f = 80 нм необходимая концентрация добавок наночастиц в составе смеси составила V_f = 0,30, или около 3 % масс.

На рис. 5 приведены изображения микроструктуры: реальное изображение твердосплавного наноструктурированного композита WC–Co–нано$Al_2O_3(ZrO_2)$ (рис. 5, *а*), полученное методом растровой электронной микроскопии, и построенная на его основе схема (рис. 5, *б*).



а



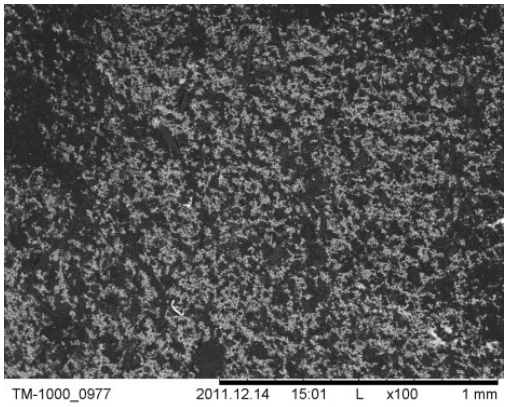
б

Рис. 5. Реальная микроструктура (*а*) и схематическое изображение твердосплавного композита WC–Co–нано $Al_2O_3(ZrO_2)$ (*б*)

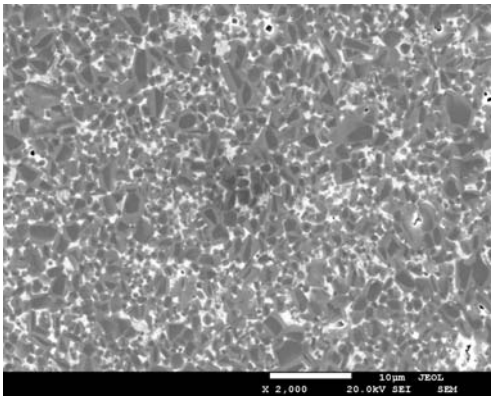
Однако такой тип реальной микроструктуры, полученный в твердосплавных композитах (WC–Co–наноAl_2O_3,) не является оптимальным с такой точки зрения прочности, поскольку нанодабавки заполняют «пространство» между карбидными зернами. При этом высокая смежность, контактность карбидных зерен сохраняется, а интерфейсные межкарбидные связи являются наиболее слабым структурным звеном [7]. Кроме того, скопления слабо связанных между собой наночастиц между карбидными зернами также являются потенциальными источниками микрорастрескивания. Необходимо стремиться к максимально однородному их распределению по объему кобальтовой связки, желательно по границам карбидных зерен. В этом случае наночастицы, кроме ингибирующего воздействия, предотвращения рекристаллизации карбидных зерен через кобальтовую фазу, будут способствовать ее дисперсному упрочнению, повышению микротвердости, трещиностойкости и теплостойкости при эксплуатации [6; 12]. Применение дополнительно термомеханической обработки для такого нового класса фрагментарно наноструктурированных твердосплавных композитов WC–Co–наноAl_2O_3 оказывается особенно эффективным технологическим приемом.

По результатам исследований предлагается способ предварительной подготовки и обеспечения однородности распределения нанопорошков – ингибиторов роста зерна по объему кобальтовой связки и формирования наноструктурированных фрагментов в твердосплавном композите за счет «внедрения» наночастиц в слой пластификатора. Для технологической реализации этого способа наноразмерные порошки оксидов алюминия (циркония) подвергаются предварительному ультразвуковому диспергированию в водном растворе поливинилового спирта до получения суспензии. Затем суспензия смешивается с порошками карбидов и производится совместный размол – смешивание до получения однородного распределения компонентов.

За счет предварительной ультразвуковой активации, диспергирования наночастиц в растворе поливинилового спирта, его пластифицирующих свойств и интенсивного ударного механического воздействия размольных тел, на поверхности карбидов формируется слой из наночастиц керамики. Полученную размолом / смешиванием спиртовую смесь (WC, WC–TiC, TiCN, нанокерамика) дошихтовывают порошком кобальта (никель–молибден) в нужной пропорции и дополнительно перемешивают, затем подвергают сушке с последующей грануляцией. Предложенное техническое решение позволяет упростить традиционную, наиболее широко применяемую технологию производства твердых сплавов за счет совмещения операций смешивания – размола и пластифицирования. Но самое главное, обеспечивается однородность распределения модифицирующих добавок наночастиц оксидов по структуре твердосплавного композита в виде однородного плакирующего слоя на частицах карбида (рис. 6, *а*). При спекании наночастицы оксида алюминия, растворяясь в металле-связке, образуют тонкий металлокерамический слой, разделяющий зерна карбида (рис. 6, *б*).

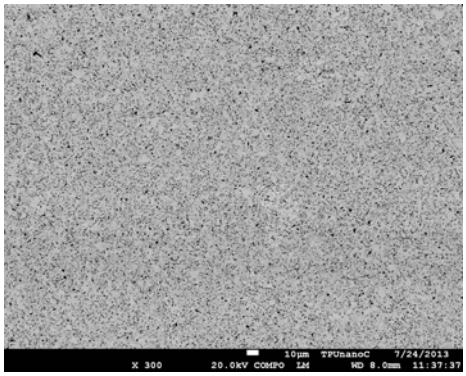


а

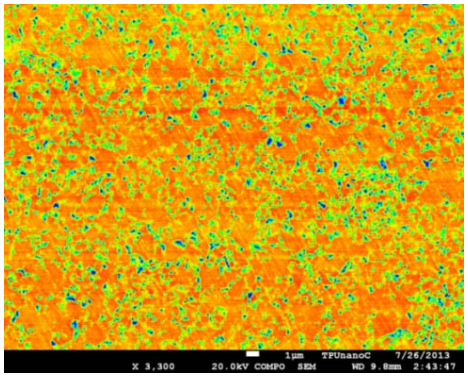


б

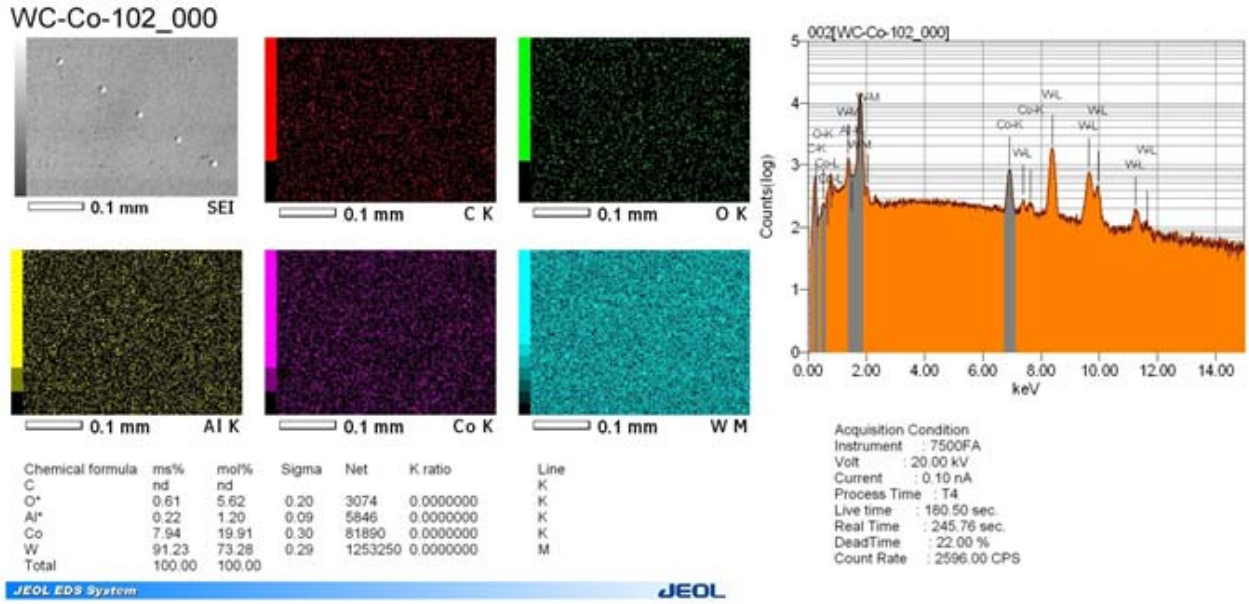
Рис. 6. Электронно-микроскопические изображения наноструктурированных твердых сплавов TiCN – (Ni, Mo), модифицированных наночастицами: *а* – характер поверхности излома и распределение фазовых составляющих композита; *б* – поверхность шлифа



а



б



в

Рис. 7. Электронно-микроскопические изображения наноструктурированного твердого сплава (*а*, *б*) и EDS-карта локального залегания легирующего компонента на поверхности твёрдосплавного композита, изготовленного на основе микронного порошка с добавками оксида алюминия (*в*)

Таблица 2

Сравнительные характеристики твердосплавных композитов, модифицированных наночастицами керамики

Образцы твердых сплавов		Физико-механические характеристики изготовленных образцов			
		Твердость HV, ГПа	Предел прочности при изгибе σ, ГПа	Трещиностойкость K_{Ic}, МПа · м$^{1/2}$	Размер зерна $d_{ср}$, мкм
Микрокристаллические	ВК15	12,7	2,10	15,0	2,51
	ВК15 + Al_2O_3	12,7	2,54	21,6	2,33
	ВК10КС	15,1	2,10	14,0	4,03
	ВК10КС + Al_2O_3	15,1	2,68	19,3	3,87
Квазинанокристаллические	ВК6*	19,5 ± 0,6	2,03 ± 0,1	9,1 ± 0,6	0,2
	ВК6 + 2% ZrO_2*	20,4 ± 0,6	2,17 ± 0,1	9,3 ± 0,7	0,12
	ВК6 + 4% ZrO_2*	22,0 ± 0,6	2,09 ± 0,1	9,7	0,022

* Результаты получены в Центре нанотехнологий Национально-исследовательского Томского политехнического университета (ТПУ).

Изучение микроструктурных параметров твердого сплава методами растровой электронной микроскопии в сочетании с использованием поэлементного анализа свидетельствует о высокой статистической однородности взаимного распределения компонентов композита (зерен карбидов вольфрама, прослойки металла-связки и модифицирующих добавок наночастиц) по объему (рис. 7).

Легирующие нанодобавки оказывают не только ингибирующее воздействие, но изменяют также параметры микроструктуры (средний размер карбидного зерна, средняя толщина прослойки связующего, смежность карбидных зерен, протяженность карбидных границ и др.), дисперсно упрочняют собственно прослойку связующего и повышают физико-механические и эксплуатационные свойства твердосплавного композита в целом [3]. Результаты совместных работ с Национально-исследовательским Томским политехническим университетом [11; 12] свидетельствуют о положительном влиянии добавок наночастиц на свойства стандартных твердых сплавов, что объясняется, прежде всего, изменением их структурных параметров. Формирование наноструктурных фрагментов в объеме металлической кобальтовой прослойки обеспечивает снижение до субмикронных размеров ее толщины между карбидными зернами; реализуется известный в материаловедении эффект дисперсного упрочнения (рис. 8, табл. 2) и повышения трещиностойкости (рис. 9).

Чрезвычайно важным фактом, который был обнаружен и повторялся при изучении микроструктуры твердосплавных материалов, модифицированных наночастицами в условиях ЦЗЛ УНТЦ Кировградского завода твердых сплавов и ТПУ, является стабильное снижение среднего размера карбидных зерен основной фазы WC, TiC (рис. 8), также данные приведены в работах [12; 13].

Результаты рентгенофазового анализа консолидированных образцов показали, что изготовленный методом SPS твёрдосплавный композит, легированный наночастицами диоксида циркония в количестве 1 %, имеет средний размер кристаллитов (ОКР) карбида вольфрама 244 нм. Повышение содержания легирующей добавки до 3 % приводит к существенному ограничению процессов роста размеров зерна: средний размер ОКР для этих образцов составил величину в диапазоне от 151 до 163 нм. Средний размер ОКР кобальтовой матрицы по данным РФА не превышает 22 нм.

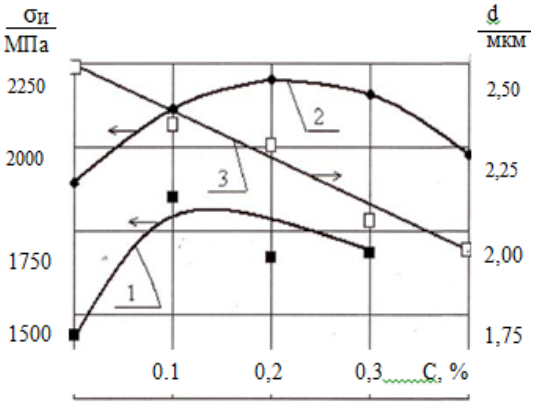


Рис. 8. Изменение прочности на изгиб ($\sigma_и$) и размера карбидного зерна (d) в зависимости от концентрации нанодобавок (C): *1* – ВК6–наноAl_2O_3; *2* – ВК15–наноAl_2O_3; *3* – изменение размера зерна WC в зависимости от концентрации Al_2O_3 – нано

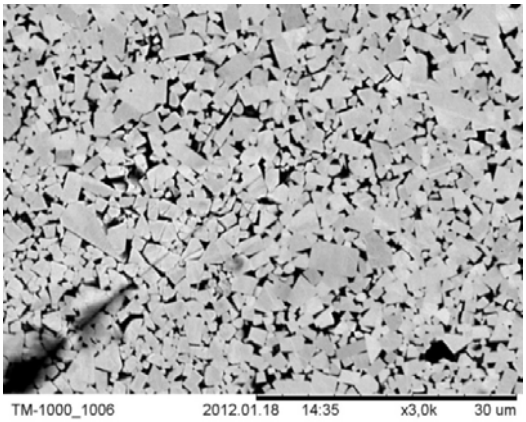


Рис. 9. Релаксация напряжений во фронте распространения трещины (от угла отпечатка пирамидки Виккерса) WC–Co–наноAl_2O_3

Заключение. Результаты проведенных комплексных параметрических исследований свидетельствуют, что при модифицировании твердосплавных композитов наночастицами реализуется известный в материаловедении принцип «состав–структура–свойства». Применение разработанных составов наноструктурированных твердосплавных композитов, усовершенствование технологии их изготовления за счет предварительного плакирования слоем нанооксидов и дополнительной термомеханической обработки обеспечивают в итоге равномерное распределение фаз (зерен карбидов вольфрама, титана, карбонитрида, прослойки металла-связки и модифицирующих добавок наночастиц) по объему твердосплавного композита, снижение среднего размера карбидного зерна и толщины кобальтовой прослойки и, как результат, дисперсное упрочнение связующего и твердосплавного композита в целом. Сопоставление результатов расчетных (по модели) и экспериментальных исследований (методами растровой электронной микроскопии в сочетании с использованием поэлементного анализа) показывают удовлетворительное совпадение прогнозируемых параметров микроструктуры и прочностных свойств с достигнутыми.

Благодарности. Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 14-08-00508).

Acknowledgements. This work was financially supported by RFBR (grant № 14-08-00508).

Библиографические ссылки

1. Андриевский Р. А., Глезер А. М. Прочность наноструктур // УФН, 2009, Т. 179, № 4. С. 337–358.

2. ZakFang Z., Wang Xu, Taegong Ryu, KyuSupHwang H. Y. Sohn. Synthesis, sintering, and mechanical properties of nanocrystalline cemented tungsten carbite – A review // Int. journal of Refractory Metals & Hard Materials. 2009. Vol. 27. P. 288–299.

3. Microstructure analysis and mechanical properties of a new class of Al_2O_3–WC nanocomposites fabricated by spark plasma sintering / K. Nayak Pramoda [et al.] // Journal of the European Ceramic Society. 2013. Vol. 33. P. 3095–3100.

4. Гордеев Ю. И., Абкарян А. К., Зеер Г. М. Перспективы использования нанопорошков для повышения эксплуатационных характеристик твердосплавного инструмента // Технология машиностроения. 2008. № 9. С. 31–35.

5. Нанопорошки карбида вольфрама для твердых сплавов WC–Co / А. А. Ремпель [и др.] // IV Всерос. конф. по наноматериалам : сб. материалов. М. : ИМЕТ РАН, 2011. С. 71.

6. Гордеев Ю. И., Абкарян А. К., Зеер Г. М. Конструирование и исследование твердосплавных и керамических композитов, модифицированных наночастицами // Перспективные материалы. 2012. № 5. С. 76–88.

7. Фальковский В. А., Клячко Л. И. Твердые сплавы. М. : Изд. дом «Руда и металлы», 2005. 415 с.

8. D. Vollath and D. V. Szabo. Coated nanoparticles: A new way to improved nanocomposites // Journal of Nanoparticle Research. 1999. Vol. 1. P. 235–242.

9. Гордеев Ю. И., Абкарян А. К. Возможности повышения прочности твердосплавных материалов и эксплуатационной стойкости режущего инструмента путем применения термомеханической обработки // Станки и инструмент. 2013. № 3. С. 30–34.

10. Панов В. С. Технология и свойства спеченных твердых сплавов и изделий из них. М. : МИСИС, 2001. 452 с.

11. Gordeev Yu. I., Abkaryan A. K., Binchurov A. S., Jasinski V. B. Design and Investigation of Hard Metal Composites Modified by Nanoparticles // Advanced Materials Researh. 2014. Vol. 1040. P. 13–18.

12. Разработка эффективных путей управления структурой и свойствами твердосплавных композитов, модифицированных наночастицами / Ю. И. Гордеев [и др.] // Журнал Сибирского федерального университета. Серия «Техника и технологии». 2014. Т. 7, № 3. С. 270–289.

13. Гордеев Ю. И., Абкарян А. К., Зеер Г. М., Лепешев А. А. Влияние добавок легирующих керамических наночастиц на структурные параметры и свойства твердых сплавов // Вестник СибГАУ. 2013. Вып. 3(49). С. 174–181.

References

1. Andrievski R., Glazer A. Strength of nanostructures. *UFN*, 2009, vol. 179, no. 4, p. 337–358.

2. ZakFang Z., Wang Xu, Taegong Ryu, KyuSupHwang, H. Y. Sohn. Synthesis, sintering, and mechanical properties of nanocrystalline cemented tungsten carbite – A review. *Int. journal of Refractory Metals & Hard Materials.* 2009, vol. 27, p. 288–299.

3. Pramoda K. Nayak, Hao-Tung Lin, Man-Ping Chang, Wei-Hsio Chen, Jow-Lay Huang. Microstructure analysis and mechanical properties of a new class of Al_2O_3-WC nanocomposites fabricated by spark plasma sintering. *Journal of the European Ceramic Society.* 2013, vol. 33, p. 3095–3100.

4. Gordeev Yu. I., Abkaryan A. K., Zeer G. M. [Using nanopowders to improve the performance of hard_alloy tools]. *Tekhnologiya mashinostroeniya*, 2008, no. 9, p. 31–34 (In Russ.).

5. Rempel' A. A., Kurlov A. S., Tsvetkov Yu. V. [et al.]. [Tung-sten-carbide nanopowder for WC–Co hard alloys]. *IV Vseros. konf. po nanomaterialam : sb. materialov*. [Proceedings of the Fourth All-Union Conference on Nanomaterials]. Moscow, IMET RAN, 2011, p. 71 (In Russ.).

6. Gordeev Yu., Abkaryan A., Zeer G. [Design and research of carbide and ceramic composites modified nanoparticles]. *Perspektivnye materialy.* 2012, no. 5, p. 76–88 (In Russ.).

7. Falkowski V., Klyachko L. *Tverdye splavy.* [Hard alloys]. Moscow, Izdatel'skii dom “Ruda i metally” Publ., 2005, p. 415.

8. Vollath D., Szabo D. V. Coated nanoparticles: A new way to improved nanocomposites. *Journal of Nanoparticle Research.* 1999, vol. 1, p. 235–242.

9. Gordeev Yu., Abkaryan A [Possibility of increasing the strength of carbide materials and operational stability of the cutting tool through the use of thermomechanical processing]. *Stanki i instrument*. 2013, no. 3, p. 30–34 (In Russ.).

10. Panov V. *Tekhnologiya i svoistva spechennykh tverdykh splavov i izdelii iz nikh* [Technology and properties of sintered hard alloys and products made of them]. Moscow, MISA Publ., 2001, 452 p.

11. Gordeev Yu. I., Abkaryan A. K., Binchurov A. S., Jasinski V. B. Design and Investigation of Hard Metal Composites Modified by Nanoparticles. *Advanced Materials Researh.* 2014, vol. 1040, p. 13–18.

12. Gordeev Yu., Abkaryan A., Binchurov A., Jasinski V., Karpov I., Lepeshev A., Hasanov O., Dvilis E. [Development of effective ways to control the structure and properties of carbide composites modified nanoparticles]. *Zhurnal Sibirskogo Federal'nogo Universiteta. Seriya: Tekhnika i tekhnologii.* 2014, vol. 7, no. 3, p. 270–289 (In Russ.).

13. Gordeev Yu., Abkaryan A.,. Zeer G, Lepeshev A. [Effect of alloying additions of ceramic nanoparticles on the structural parameters and properties of hard alloys]. *Vestnik SibGAU*, 2013, no. 3(49), p. 171–181(In Russ.).

© Гордеев Ю. И., Абкарян А. К., Ясинский В. Б., Бинчуров А. С., Вадимов В. Н., 2014

УДК 621.372.83.001.24

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 219–229

АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И ТЕХНОЛОГИЯ ДЛЯ ПАЙКИ ВОЛНОВОДНЫХ ТРАКТОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

С. К. Злобин[1], М. М. Михнев[1], В. Д. Лаптенок[2], Ю. Н. Серегин[2], А. Н. Бочаров[2], В. С. Тынченко[2], Ю. П. Дубец[2], Б. Б. Долгополов[3]

[1] ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: tanat_1_@mail.ru
[2] Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: ius_bocharov@sibsau.ru
[3]ООО «Эком»
Российская Федерация, 660048, г. Красноярск, ул. Брянская, владение 360, стр. 6
E-mail: ekomkras@ya.ru

Представляется автоматизированная технология и специализированное оборудование для индукционной пайки волноводных трактов из алюминиевых сплавов. Оборудование представляет собой индукционный генератор с набором индукторов для различных типоразмеров волноводов, управляемый от промышленного компьютера по информации от пирометров, контролирующих температуру вблизи зоны пайки на каждой из соединяемых деталей. В результате исследований распределения температурных полей в зоне пайки разработаны и оптимизированы конструкции индукторов, позволяющие приближать зону максимального нагрева к зоне пайки. Определены требования к точности позиционирования волновода в индукторе, обеспечивающие равномерность нагрева деталей и выравнивание их температур. Разработано программное обеспечение автоматизированной системы, позволяющее осуществлять автоматизированную тарировку пирометров, программное управление нагревом деталей и стабилизацию температуры в узком диапазоне выше температуры плавления припоя, но ниже температуры плавления волновода, что позволило автоматизировать процесс пайки, повысить качество волноводов и исключить прожоги. Программный продукт разработан на языке C++ в системе программирования Borland C++ Builder 6.0 с применением объектно ориентированного подхода. Работа с аппаратным обеспечением реализована посредством COM-портов с использованием WinApi, работа с платой PCI1710 – посредством сторонней библиотеки bdaqctrl.h, распространяемой бесплатно. Система имеет интуитивно понятный человеко-машинный интерфейс в стиле стандартных Windows-приложений, что позволяет работать с ней неподготовленному пользователю. Видеонаблюдение позволяет осуществлять дистанционное управление процессом и исключить электромагнитное воздействие на оператора. Разработан банк технологических режимов пайки волноводов, имеется возможность регистрации и документирования параметров процесса.

Ключевые слова: автоматизированное управление, волноводный тракт, индукционная пайка, бесконтактное измерение температуры, оптимизация технологии.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 219–229

AUTOMATED EQUIPMENT AND TECHNOLOGY FOR SPACECRAFTS WAVEGUIDE PATH SOLDERING

S. K. Zlobin[1], M. M. Mikhnev[1], V. D. Laptenok[2], Yu. N. Seregin[2], A. N. Bocharov[2], V. S. Tynchenko[2], Yu. P. Dubets[2], B. B. Dolgopolov[3]

[1] JSC “Information satellite systems” named after academician M. F. Reshetnev”
52, Lenin st., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
E-mail: tanat_1_@mail.ru
[2] Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation
E-mail: ius_bocharov@sibsau.ru
[3]LLC “Ecom”
360, building 6, Bryanskaya st., Krasnoyarsk, Russian Federation
E-mail: ekomkras@ya.ru

Automated technology and specialized equipment for induction soldering of spacecraft aluminum alloy waveguide path are presented. The equipment consists of induction generator and the set of inductors for different sizes of waveguide path. The equipment is controlled from the industrial computer by the information from pyrometers, which control the temperature near soldering zone. As a result of temperature field allocation research, the inductor designs are developed and optimized. This allows closing the maximum heating zone to the zone of soldering. The requirements for waveguide path positioning precision in the inductor are defined, which provides workpiece heating uniformity and its temperature aligning. The automated system software was developed, that provides pyrometers automated calibration, workpiece heating control and temperature stabilization in a narrow temperature range – lower than waveguide path melting and higher than solder melting. The software product is realized on the C++ language in the C++ Builder 6.0 programming system using object-oriented approach. The interface between software and hardware is realized by the COM-ports with WinApi, between software and PCI1710-card – by the third-party library bdaqctrl.h, which is distributed free of charge. The developed software has intuitively understandable man-machine interface in the standard Windows-application style, which allows inexperienced users to work with this system. The usage of this software let us to automate soldering process, to raise the waveguide path quality and to avoid of burnings. The video control provides the process remote control and electromagnetic impact avoidance. Also the bank of waveguide path soldering technological regimes was developed, that provides soldering process registration and documentation.

Keywords: automated control, waveguide path, induction soldering, induction brazing, contactless temperature measuring, technology optimization.

Введение. Тонкостенные трубы прямоугольного сечения из алюминиевых сплавов применяются при изготовлении волноводных трактов в радиотехнических устройствах сантиметрового диапазона. В аэрокосмической промышленности основное целевое назначение волноводных систем состоит в обеспечении функционирования космического аппарата и его бортовой аппаратуры в соответствии с заданной программой, зафиксированной в технологических циклах.

При сборке элементов волноводных трактов из алюминиевых сплавов с улучшенными массогабаритными и электротехническими параметрами в ОАО «ИСС» применяется индукционная пайка [1]. Применение данного способа пайки позволяет получать паяные соединения волноводных труб с толщиной стенки от 0,5 мм с более массивными фланцами (толщиной до 7 мм), муфтами и уголками (рис. 1) [2].

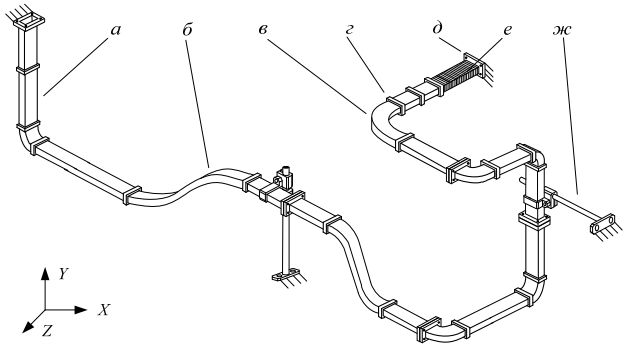


Рис. 1. Пример участка волноводно-распределительной системы: *а* – прямой элемент; *б* – криволинейный элемент с переменным радиусом кривизны; *в* – криволинейный элемент с постоянным радиусом кривизны; *г* – соединительная муфта; *д* – фланец; *е* – гибкая секция; *ж* – промежуточная опора

Однако ряд технологических особенностей, таких как низкая повторяемость неавтоматизированного, ручного процесса пайки, сложность, а порой и невозможность визуального контроля нагрева деталей из алюминиевых сплавов, негативное влияние человеческого фактора, поставили вопрос о необходимости модернизации имеющегося оборудования.

Постановка задачи. Индукционная пайка тонкостенных волноводных трактов из алюминиевых сплавов – сложный технологический процесс, обладающий рядом особенностей:

– малая разница температур плавления одного из применяемых силуминовых припоев (СвАК12, Castolin 190, BrazeTec L88/12) и температуры плавления основного материала паяемых волноводных труб, муфт и фланцев (АД31Т1 ГОСТ 4784), при средней скорости индукционного нагрева 10–15 °С/с, требует точной отработки и воспроизведения технологических режимов процесса пайки [3];

– волноводная труба (рис. 1, *а*, *б*) и фланец (рис. 1, *д*) либо муфта (рис. 1, *г*) в процессе нагрева представляют собой две различные системы, и вплоть до момента расплавления припоя между ними практически отсутствует теплопередача за счет теплопроводности, следовательно, нагрев данных элементов происходит независимо друг от друга;

– разнотолщинность паяемых изделий, допуски на размеры применяемых особо тонкостенных волноводных труб (толщина стенок от 0,5 мм) приводят к разности по массе одноименных изделий до 25 % (для волноводных труб);

– применяемые для производства элементов волноводных трактов алюминиевые сплавы практически не изменяют цвет в процессе нагрева, что делает невозможным визуально контролировать наличие локальных перегревов паяемых изделий и обусловливает применение современных средств пирометрии при отработке и автоматическом воспроизведении режимов пайки;

– из-за некоторых особенностей индукционного нагрева зоны с максимальной плотностью индуцированных вихревых токов, а следовательно, и зоны наибольшего тепловыделения в сечениях паяемых элементов волноводных трактов не совпадают с зонами пайки (рис. 2) [4–7];

– равномерный нагрев паяемых элементов обеспечивается за счет подбора оптимальных технических параметров оборудования, особенно это касается формы индукторов и рабочей частоты и мощности генератора [8; 9].

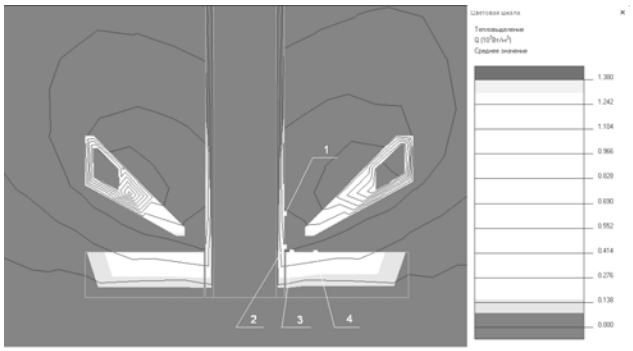


Рис. 2. Нагрев волноводной трубы и фланца. Действующее значение тепловыделения Q (10^7 Вт/м^3): *2*, *3* – область пайки; *1*, *4* – зоны максимального нагрева. Плотность тока в исследуемых точках : *1* – 5,2 $\cdot 10^7$ А/м^2; *2* – 4,8 $\cdot 10^7$ А/м^2; *3* – 4,7 $\cdot 10^7$ А/м^2; *4* – 5,6 $\cdot 10^7$ А/м^2

Перечисленные выше факторы значительно усложняют отработку и последующее воспроизведение технологического процесса индукционной пайки, оказывают влияние на стабильность качества выпускаемой продукции, требуют высокой квалификации задействованного в производстве персонала.

Анализ перечисленных выше особенностей индукционной пайки выявил необходимость модернизации и автоматизации используемого оборудования, создания системы программного управления процессом, системы пирометрии и интеграции их в единый комплекс, позволяющий точно воспроизводить и, при необходимости, автоматически вносить корректировки в процесс индукционной пайки элементов волноводных трактов.

В целом, постановка задачи по модернизации оборудования для индукционной пайки тонкостенных волноводных трактов сводится к следующим пунктам:

1. Разработка силовой части оборудования (генератор, согласующее устройство, индуктор), позволяющей выполнять концентрированный нагрев тонкостенных волноводных труб с более массивными фланцами и соединительными муфтами из алюминиевых сплавов.
2. Создание системы бесконтактной пирометрии, позволяющей осуществлять контроль изменения температуры на нагреваемых объектах из алюминиевых сплавов.
3. Создание системы видеонаблюдения, позволяющей осуществлять дистанционное слежение за процессом пайки.
4. Создание программного управления комплексом оборудования, позволяющего осуществлять изменение мощности, подаваемой на индуктор, в зависимости от показаний системы пирометрии (обратная связь по температуре).

Решение задачи. Разработка силовой части оборудования. Созданный комплекс автоматизированного оборудования для индукционной пайки включает в себя силовую часть и стенд управления, позволяющие с необходимой точностью воспроизводить требуемые технологические параметры нагрева. Структурная схема комплекса приведена на рис. 3.

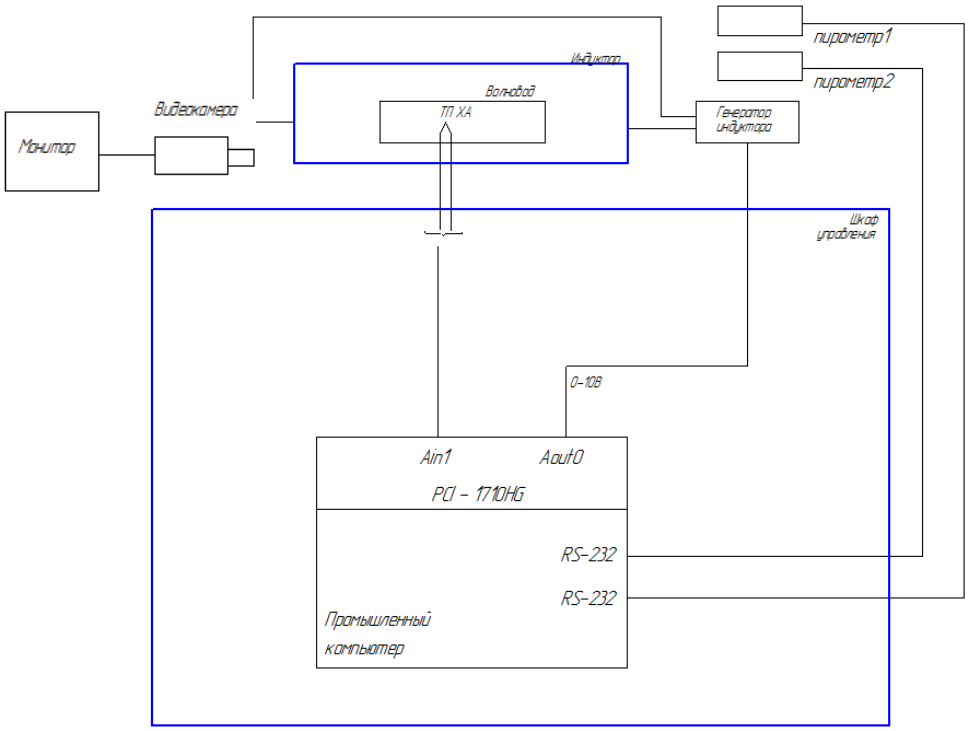


Рис. 3. Структурная схема комплекса автоматизированного оборудования и технологии пайки волноводных трактов с использованием индукционного нагрева

В состав силовой части установки СЧУ-16 входит высокочастотный бестрансформаторный генератор с рабочей частотой 66 КГц (ВБГ-16), модернизированное согласующее устройство СУ(М), комплект индукторов с рабочими окнами различных сечений.

Основу стенда управления составляет промышленный компьютер IPPC-9171G-07BTO, имеющий компактную, помехозащищенную конструкцию, позволяющий использовать для соединения с внешними устройствами ввода/вывода информации интерфейсную плату PCI-1710 и дополнительные разъемы RS-232. Так же компьютер оборудован сенсорным экраном, что делает работу оператора более удобной.

Разработка системы бесконтактной пирометрии и видеонаблюдения. Ранее в ОАО «ИСС», при использовании оборудования без систем обратной связи и бесконтактной пирометрии, сбор данных об изменении температуры в исследуемых областях нагреваемых объектов происходил при помощи термопар ХА [10]. Обработка и отображение данных происходила при помощи блока АСУ установки пайки. Задача отработки технологии сводилась к определению оптимальных режимов пайки:

– величина зазоров $h1$, $h2$, $h3$ (рис. 4);

– мощность, подаваемая на индуктор.

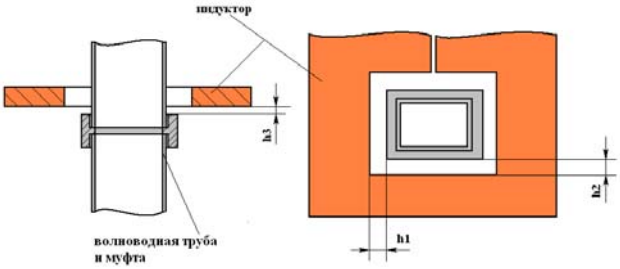


Рис. 4. Технологические зазоры между индуктором и волноводными элементами при пайке

Оптимальным считался такой режим, при котором графики изменения температуры исследуемой области на фланце *2* и графики изменения температуры на трубе *1*, контролируемые с помощью термопар, сходятся в одной точке, расположенной в области рабочей температуры пайки (577–600 °С) (рис. 5) [11].

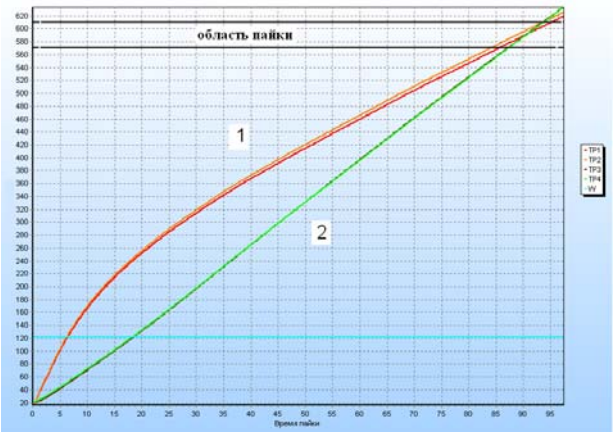


Рис. 5. Графики изменения температуры на нагреваемых волноводных трубе *1* и фланце *2*

Применение термопар в процессе пайки волноводов невозможно. Попытки воспроизведения программы управления мощностью нагрева без контроля температуры приводило к отрицательному результату, потому что даже незначительные отклонения по массе паяемых изделий, отклонения от значений определенных технологических зазоров между паяемым изделием и индуктором приводили к выводу точки схождения графиков *1* и *2* из области пайки (рис. 5).

При создании модернизированного комплекса оборудования было принято решение об использовании бесконтактных пирометрических датчиков. При выборе пирометров исходили из следующих условий:

– погрешность контроля температуры не должна превышать 0,5 % от измеряемой величины;

– диаметр контролируемой области не должен превышать 1,5 мм для обеспечения возможности контроля температуры волновода в зазоре индуктор–волновод;

– пирометр должен обладать помехозащищенностью в условиях действия электромагнитных полей, сопутствующих индукционной пайке.

Исходя из перечисленных условий, были выбраны пирометры ASTA250, работающие в требуемом диапазоне температур с погрешностью 0,3 % и диаметром зоны обзора 1 мм на расстоянии 200 мм. Оптическая головка соединена с электронным блоком световолоконным кабелем длиной 3 м, поэтому на пирометр не действуют электромагнитные поля индукционного генератора.

Для тарировки пирометров в состав автоматизированной системы управления введен блок контроля температуры с помощью термопары. В экспериментальный образец из материала волновода в месте контроля температуры зачеканивают термопару. На область контроля вблизи термопары с помощью лазерных указателей наводят пирометры. По программе тарировки пирометров, входящей в состав программного комплекса АСУ «Пайка», управляют процессом нагрева экспериментального образца по каналу Aout 1 и устанавливают коэффициенты пирометров, соответствующие измеренной температуре с помощью термопары. Далее эти коэффициенты фиксируются.

Комплекс автоматизированного оборудования предназначен не только для автоматизации процесса индукционной пайки, но и для выработки оптимальных технологических решений и режимов. Автоматическая регистрация температур, контролируемых пирометрами, позволила осмысленно принимать решения по конструкции индукторов, анализировать распределения температур деталей волноводов в процессе пайки, исследовать режимы нагрева и определять их оптимальные параметры.

При отработке конструкции индукторов использовалось четыре пирометра. Для автоматизации процесса индукционной пайки достаточно два пирометра, один из которых направлен на фланец волновода, а другой на волноводную трубу. При отработке конструкции индукторов важно, чтобы зона максимального нагрева была приближена к зоне пайки, т. е. к месту соединения паяемых деталей. Важно также, чтобы разброс температуры по контуру прямоугольного сечения трубы был минимальным.

Для оценки допустимой погрешности позиционирования волновода в индукторе были проведены экспериментальные исследования влияния градиента температуры в волноводной трубе от смещения волновода относительно индуктора. Экспериментальный график зависимости градиента температуры волноводной трубы от смещения волновода относительно индуктора представлен на рис. 6. Из этого графика следует: чтобы градиент температуры в волноводной трубе не превышал 10 ºС, погрешность позиционирования волновода в индукторе не должна превышать 0,3 мм.

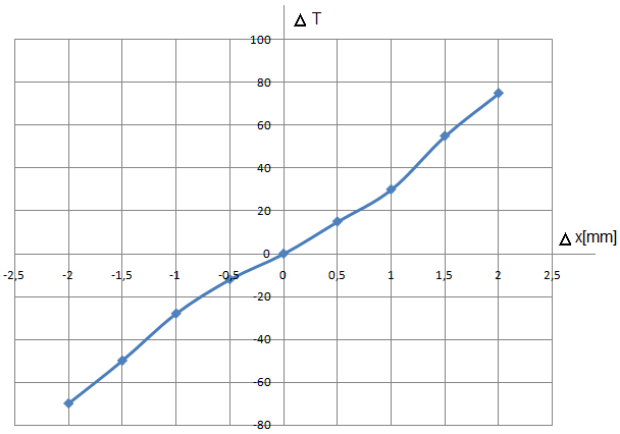


Рис. 6. Зависимость градиента температуры волноводной трубы от смещения волновода относительно индуктора

Поскольку толщина фланца в несколько раз больше толщины трубы, градиент температуры во фланце должен быть незначительным, что и подтверждено экспериментально. Поэтому для автоматизации процесса индукционной пайки достаточно использовать два пирометра, один из которых направлен на волноводную трубу, а другой на фланец. Схема контроля температуры представлена на рис. 7.

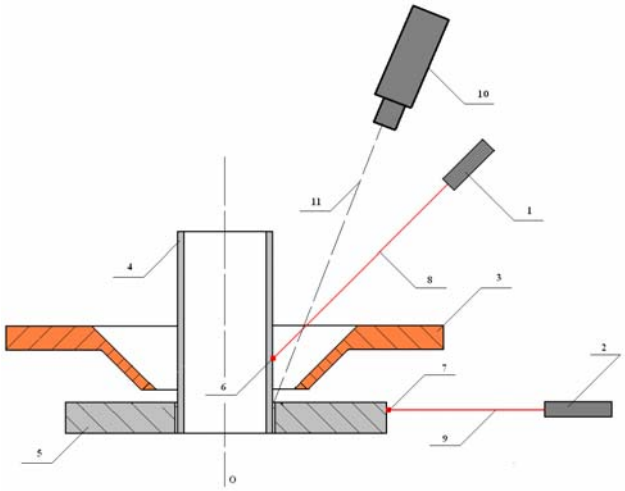


Рис. 7. Схема расположения пирометрических датчиков и видеокамеры: *1* – пирометр для контроля нагрева волноводной трубы; *2* – пирометр для контроля нагрева фланца (муфты); *3* – индуктор; *4* – волноводная труба; *5* – фланец (муфта); *6* – точка контроля нагрева волноводной трубы; *7* – точка контроля нагрева фланца (муфты); *8* – луч пирометра *1*; *9* – луч пирометра *2*; *10* – видеокамера; *11* – ось видеозахвата

Система видеонаблюдения собрана на базе устройств, выпускаемых фирмами для видеонаблюдения и систем безопасности. Необходимый размер изображения достигается посредством использования длиннофокусного объектива, что позволило разместить видеокамеру в более удобном для эксплуатации месте.

Для подавления в изображении бликового эффекта необходимо, чтобы видеокамера имела возможность работать в расширенном динамическом диапазоне, иметь автоматическое регулирование усиления.

Предложенное устройство и способ видеонаблюдения позволяют расширить технологические возможности оператора. Система видеонаблюдения используется для контроля и управления процессом пайки. Кроме того, систему видеонаблюдения можно использовать при проведении подготовительных работ и настройке установки.

Разработка программного обеспечения стенда управления. Программирование процесса пайки заключается в задании линейного закона нарастания температуры волноводной трубы с последующей стабилизацией её температуры в характерной точке, ниже температуры плавления. Расстояние от индуктора до фланца выбирается таким, чтобы в процессе нагрева при температуре пайки температуры трубы и фланца были близкими. Для каждого типоразмера волновода расстояние от волновода до фланца должно быть фиксированным и устанавливаться с погрешностью, не превышающей 0,3 мм.

Другим технологическим параметром является скорость нарастания температуры. Она не должна быть слишком высокой для выравнивания температур. Минимальное значение скорости нарастания температуры ограничивается временем активности флюса.

Программный продукт, предлагаемый для автоматизации процесса индукционной пайки, представляет собой Windows-приложение, работа которого возможна в операционных системах Windows XP/7/8/8.1 [12].

Программный продукт разработан на языке C++ в системе программирования Borland C++ Builder 6.0 с применением объектно ориентированного подхода [13; 14].

Работа с COM-портами реализована посредством WinApi, работа с платой PCI1710 – посредством сторонней библиотеки bdaqctrl.h, распространяемой бесплатно [15].

В системе реализован один пользовательский класс – класс пирометра Pyro. Данный класс хранит всю информацию о подключении пирометра, а также его параметры.

С использованием данного класса возможно производить: включение лазера пирометра; выключение лазера пирометра; запрос состояния лазера пирометра (0 – выключен, 1 – включен); запрос серийного номера пирометра; запрос минимальной температуры, воспринимаемой пирометром; запрос максимальной температуры, воспринимаемой пирометром; запрос текущей температуры, измеряемой пирометром; запрос коэффициента эмиссии в пирометре; установку коэффициента эмиссии в пирометре; автоматическое вычисление коэффициента эмиссии.

Структурная схема программного продукта представлена на рис. 8.

Проект программной системы состоит из пяти файлов исходного кода:

1) soldering.cpp – содержит главную функцию программы WinMain(), которая реализует запуск программной системы;

2) mainform.cpp – содержит алгоритмы работы главного окна приложения;

3) pyroform.cpp – содержит алгоритмы работы формы с информацией о пирометрах;

4) bdaqctrl.h – содержит алгоритмы работы интерфейса платы PCI1710, по которой осуществляется обработка данных термопар и управление уставкой мощности;

5) Pyro_class.cpp – содержит описание класса пирометров Pyro, алгоритмы взаимодействия с ними, а также алгоритмы настройки пирометров.

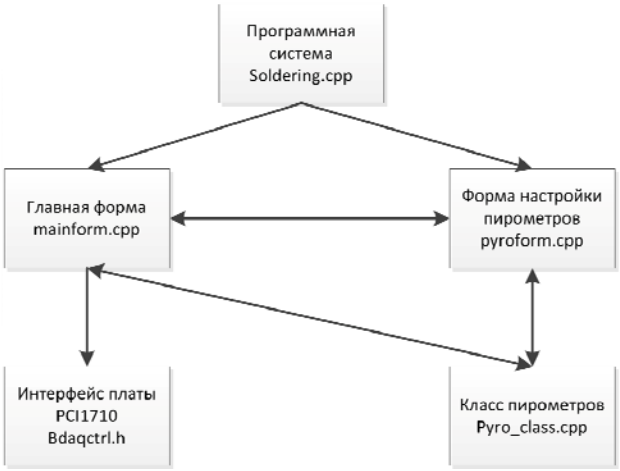


Рис. 8. Схема программного продукта

Запуск программы происходит путем открытия исполняемого файла soldering.exe. При запуске программы открывается главное окно системы, изображенное на рис. 9.

В данном окне пользователю предоставлен ряд возможностей.

Во-первых, это просмотр графика температуры изделия с двух пирометров:

– первый пирометр – «Низ фланца / муфта», направлен при пайке фланцев на фланец снизу, а при пайке муфтовых соединений – на муфту сбоку; данный пирометр подключен к порту COM2 компьютера;

– второй пирометр – «Верх трубы», направлен на выступающую часть трубы над фланцем/муфтой; данный пирометр подключен к порту COM4 компьютера.

График имеет возможность масштабирования – при зажатии левой кнопки мыши и выделении фрагмента графика слева направо и сверху вниз. Для возврата графика к первоначальному масштабу необходимо выделить фрагмент справа налево и снизу вверх.

Также в окне имеется ряд управляющих элементов, сгруппированных по функционалу. Они выделены на рис. 9 рамками и отмечены цифрами 1 и 2. Первая группа – элементы управления параметрами пайки. Здесь представлены следующие элементы: максимальная мощность в процентах от общей мощности генератора; скорость нагрева заготовки в градусах Цельсия в секунду; время стабилизации в секундах – время выдержки заготовки в расплавленном состоянии припоя; температура стабилизации в градусах Цельсия – температура, при которой происходит расплав припоя.

Вторая группа – кнопки управления лазерами пирометров. Здесь представлены следующие элементы: кнопка «Включить лазеры» – включает лазеры всех пирометров; кнопка «Выключить лазеры» – выключает лазеры всех пирометров.

Кроме описанных выше элементов управления дополнительно предусмотрены следующие:

1. Кнопка «Выход» в левой части окна – производит завершение программы. Данная кнопка является альтернативой стандартному способу завершения Windows-приложения. При выходе из программы происходит сброс мощности индуктора в ноль.

2. Кнопка «ПУСК ПРОЦЕССА» в левой нижней части окна – запускает процесс пайки.

3. Кнопка «СТОП» – используется для экстренного завершения процесса пайки.

Сам процесс пайки можно разделить условно на четыре этапа:

1. Перед основным процессом пайки производится предварительный прогрев спаиваемых деталей волновода для испарения жидкости, содержащейся во флюсе. Этот процесс непродолжительный – занимает 10 с. В течение этого времени спаиваемые детали прогреваются на небольшой мощности индуктора – около 2 КВт. Затем в течение еще 10 с детали остывают для более равномерного распределения температурного поля.

2. Первая часть основного этапа пайки – это нагрев заготовок до 300 ºС, так как пирометры имеют диапазон измеряемых температур 300–1800 градусов. На этом этапе происходит нагрев заготовок на максимальной мощности индуктора – 12 КВт.

3. При превышении температуры спаиваемых деталей 300 ºС запускается подпрограмма контроля нагрева, которая автоматически корректирует используемую мощность индуктора для выдержки заранее заданной скорости.

4. На последнем этапе при достижении заданной температуры стабилизации система выдерживает спаиваемые детали на достигнутой температуре в течение заданного оператором времени и выключает процесс пайки.

Кроме основного функционала по спаиванию заготовок в программной системе предусмотрена возможность просмотра информации о пирометрах, а также их настройки (рис. 10).

При нажатии на кнопку «Настроить автоматически» начинается процесс подбора коэффициента излучательной способности материала на соответствующем пирометре, блок-схема которого представлена на рис. 11.

Данный процесс требует подключения хотя бы одной термопары к системе. Среднее время автоматической настройки варьируется от 40 до 50 с.

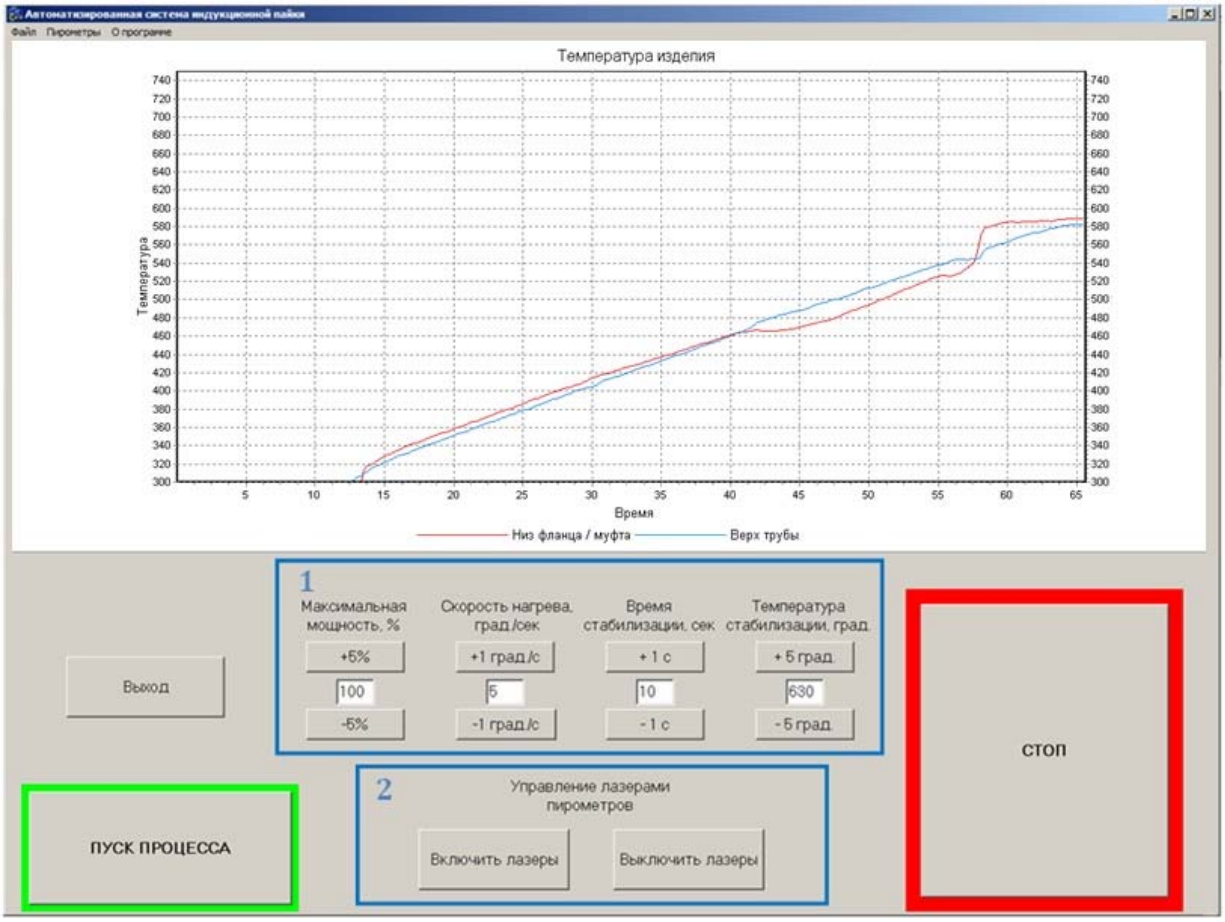


Рис. 9. Главное окно программной системы

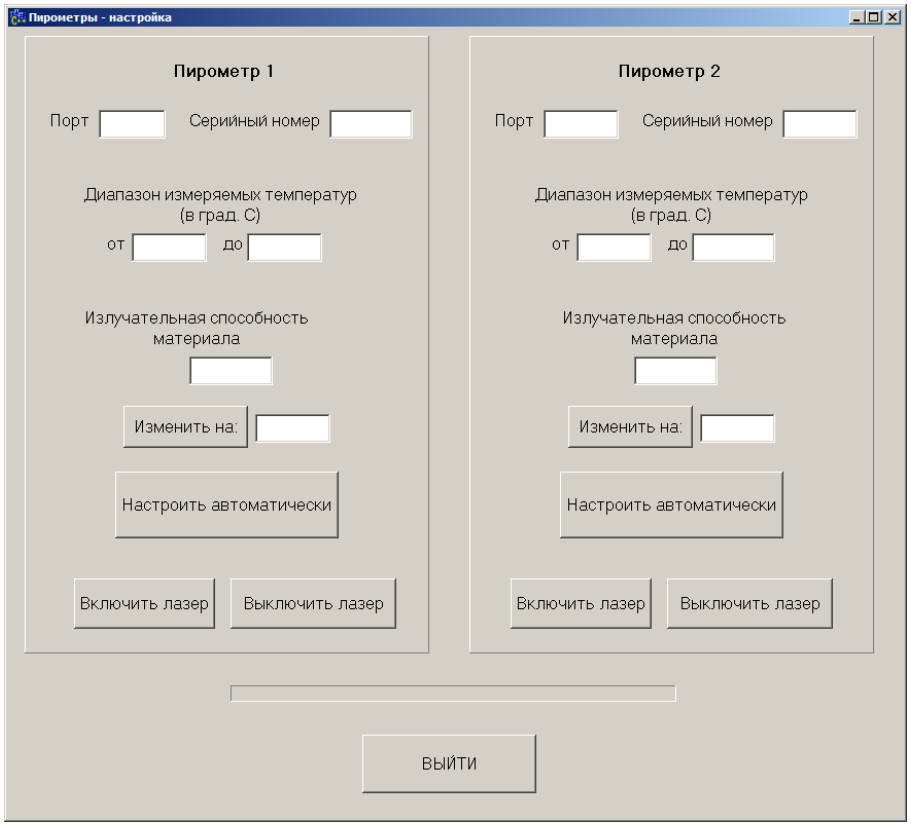


Рис. 10. Окно информации о пирометрах

Рис. 11. Блок-схема вывода алгоритма подбора коэффициента излучательной способности материала на пирометре (начало)

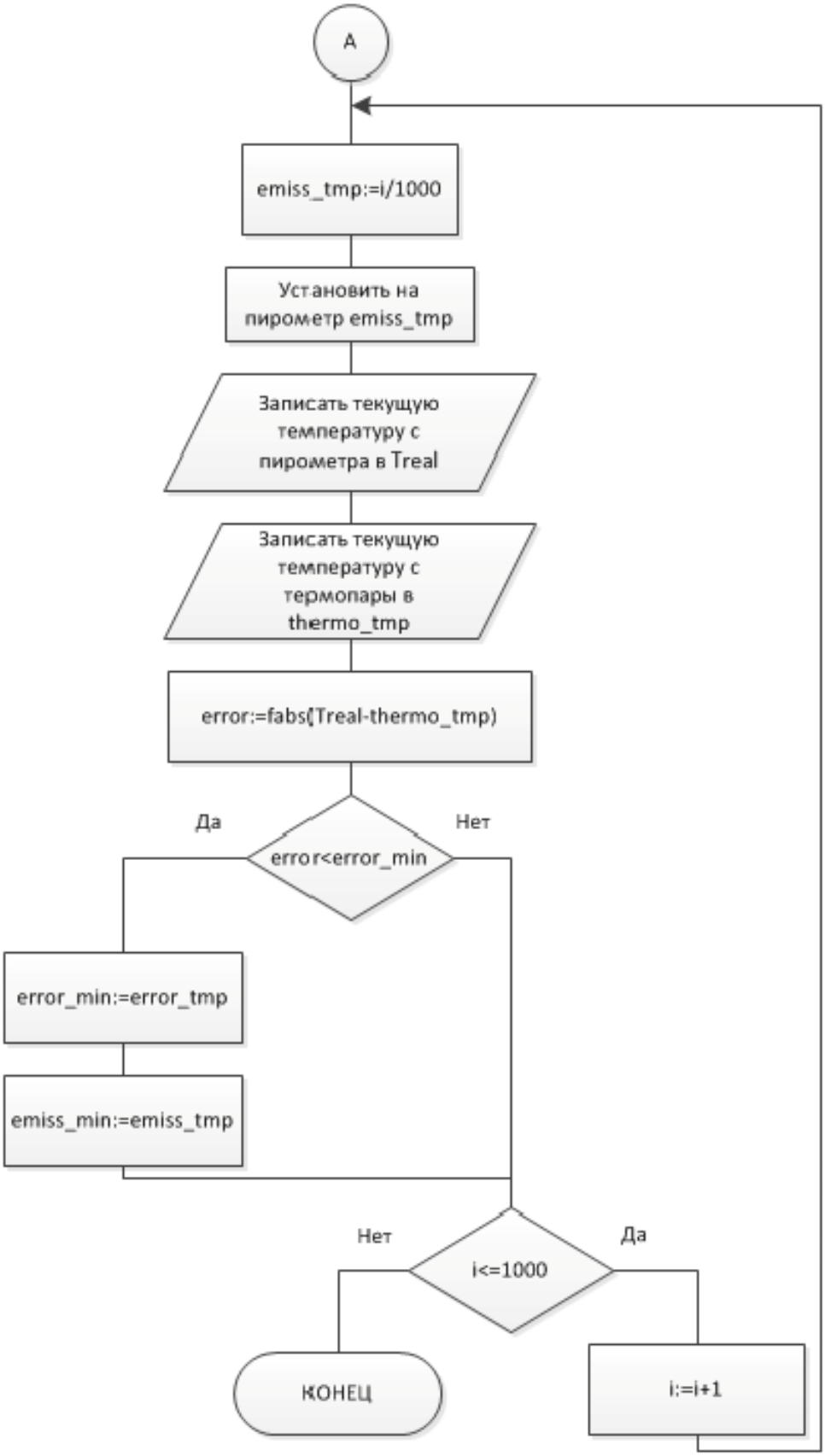


Рис. 11. Окончание

Программное обеспечение в составе автоматизированной системы управления позволяет автоматизировать процесс индукционной пайки в заданных интервалах температур нагрева. На рис. 9 представлены реальные графики нагрева деталей в процессе пайки.

Заключение. В результате проведенного исследования можно сделать следующие выводы:

1. Предложена новая структура автоматизированной системы, позволившая осуществить программное управление индукционным нагревом элементов волноводных трактов с обратной связью по температуре, реализуемой с помощью пирометрии, обеспечивающая требуемую воспроизводимость режима в условиях многообразия конструкций элементов и их разброса по массе.

2. Разработаны конструкции индукторов, позволяющие приблизить зоны максимального нагрева деталей к зоне пайки и выровнять температуры нагрева по контуру за счет точного позиционирования волновода в индукторе.

3. Автоматизированная технология и оборудование позволили повысить качество волноводных трактов, снизить влияние человеческого фактора и улучшить условия работы персонала.

Оборудование испытано и используется в производстве ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева».

Библиографические ссылки

1. Пат. 2317184 Российская Федерация. Способ изготовления волноводно-распределительных систем из алюминиевых сплавов / Сильченко П. Н., Корчагин А. И., Михнев М. М., Чупилко В. Д., Липин А. Н., Гусев В. Ю. ; заявитель и патентообладатель ФГУП «НПО ПМ им. М. Ф. Решетнева». № 2005133293/02 ; заявл. 28.10.2005 ; опубл. 20.02.2008, Бюл. № 5.

2. Злобин С. К. Пайка тонкостенных волноводных трактов из сплавов на основе алюминия с использованием индукционного нагрева // Решетневские чтения : материалы XIV Междунар. науч. конф. В 2 ч. Ч. 1. Красноярск, 2010.

3. Особенности производства волноводно-распределительных трактов антенно-фидерных устройств космических аппаратов / В. Д. Лаптенок [и др.] // Вестник СибГАУ. 2013. Вып. 6 (52). С. 196–201.

4. Особенности пайки элементов волноводно-распределительных трактов из алюминиевых сплавов с применением источника индукционного нагрева / С. К. Злобин, М. М. Михнев, В. Д. Лаптенок, Р. В. Зайцев // Решетневские чтения : материалы XVI Междунар. науч. конф. В 2 ч. Ч. 1. / СибГАУ. Красноярск, 2012.

5. Злобин С. К. Применение индукционного нагрева при пайке элементов волноводно-распределительных трактов из алюминиевых сплавов // Решетневские чтения : материалы XVII Междунар. науч. конф. / СибГАУ. Красноярск, 2013.

6. Вологдин В. В., Кущ Э. В., Асамов В. В. Индукционная пайка. Л. : Машиностроение, 1989. 72 с.

7. Слухоцкий А. Е. Индукторы. Л. : Машиностроение, 1989. 69 с.

8. Слухоцкий А. Е., Рыскин С. Е. Индукторы для индукционного нагрева. Л. : Энергия, 1974. 264 с.

9. Альтгаузен А. П., Смелянский М. Я., Шевцов М. С. Электротермическое оборудование : справочник. М. : Энергия, 1967. 448 с.

10. Способы определения технологических параметров процесса индукционной пайки элементов волноводно-распределительных трактов из алюминиевых сплавов / С. К. Злобин, В. Д. Лаптенок, М. М. Михнев, Р. В. Зайцев // Навигационные спутниковые системы, их роль и значение в жизни современного человека : материалы II Междунар. науч.-техн. конф. Железногорск, 2012.

11. Лаптенок В. Д., Долгополов Б. Б., Бочаров А. Н. Методика отладки технологического процесса пайки волноводных трактов. Красноярск, 2009.

12. Лафоре Р. Объектно ориентированное программирование в C++ : учебник. СПб. : Питер, 2011. 928 с.

13. Архангельский А. Я. Язык C++ в C++ Builder : учебник. М. : Бином-Пресс, 2008. 944 с.

14. Архангельский А. Я. Приемы программирования в C++ Builder 6 и 2006. Механизмы Windows, сети : учебник. М. : Бином-Пресс, 2010. 992 с.

15. Агуров П. В. Последовательные интерфейсы ПК. Практика программирования : учебник. СПб. : БВХ-Петербург, 2005. 482 с.

References

1. Silchenko P. N. et al. *Sposob izgotovleniya volnovodno-raspredelitelnykh sistem iz alyuminievykh splavov.* [Aluminum alloy waveguide path systems manufacturing method]. Patent RF, no. 2317184, 2008.

2. Zlobin S. K. [Aluminum-based alloy waveguide paths soldering using the induction heating]. *Reshentevskiye chteniya : materialy XIV mezhdunar. nauch. konf. v 2 ch.* [Reshetnev readings: Proceedings of the XIV Intern. Scien. Conf.]. Krasoyarsk, 2010. Part 1 (In Russ.).

3. Laptenok V. D., Zlobin S. K., Mikhnev M. M., Bocharov A. N., Dolgopolov B. B. [The particularity of antenna-feeder unit waveguide paths production]. *Vestnik SibGAU*. 2013, No. 6(52), P. 196–201 (In Russ.).

4. Zlobin S. K., Laptenok V. D., Mikhnev M. M., Zaycev R. V. [The particularity of aluminum alloy waveguide paths soldering with inductive heating source]. *Reshentevskiye chteniya : materialy XVI mezhdunar. nauch. konf. v 2 ch.* [Reshetnev readings: Proceedings of the XVI Intern. Scien. Conf.]. Krasoyarsk, 2012. Part 1. (In Russ.).

5. Zlobin S. K. [The induction heating usage for aluminum alloy waveguide paths soldering]. *Reshentevskiye chteniya : materialy XVII mezhdunar. nauch. konf. v 2 ch.* [Reshetnev readings: Proceedings of the XVII Intern. Scien. Conf.]. Krasoyarsk, 2013 (In Russ.).

6. Vologdin V. V., Kusch E. V., Asamov V. V. *Induktsionnaya paika* [Induction soldering]. Leningrad, Mashinostroenie Publ., 1989, 72 p.

7. Sluhotsky A. E. *Induktory* [Inductros]. Leningrad, Mashinostroenie Publ., 1989, 69 p.

8. Sluhotsky A. E., Ryskin S. E. *Induktory dlya induktsionnogo nagreva* [The inductors for induction heating]. Leningrad, Energiya Publ., 1974, 264 p.

9. Altgauzen A. P., Smelyansky M. Ya., Shevtsov M. S. *Elektrotermicheskoe oborudovanie. Spravochnik* [Electrothermic equipment. Reference]. Moscow, Energiya Publ., 1967, 448 p.

10. Zlobin S. K., Laptenok V. D., Mikhnev M. M., Zaycev R. V. [The definition methods of aluminum alloy waveguide paths induction soldering technological parameters]. *Materialy 2 mezhdunarodnoy nauch-tehn. konfer. "Navigatsionnye sputnikovye sistemy, ikh rol' i znacheniye v zhizni sovremennogo cheloveka"*. [Proceedings of the II International. scientific and engineering. Conf. "The navigation satellite systems, their role and importance in the life of modern man."], Zheleznogorsk, 2012 (In Russ.).

11. Laptenok V. D., Dolgopolov B. B., Bocharov A. N. *Metodika otladki tekhnologicheskogo protsessa paiki volnovodnykh traktov* [The method of waveguide paths soldering technological process debug]. Krasnoyarsk, 2009.

12. Lafore R. *Objektno-orientirovannoye programmirovaniye v C++: uchebnik* [Object-oriented programming in C++]. St. Petersburg, Piter Publ., 2011, 928 p.

13. Arkhangelsky A. Ya. *Yazyk C++ v C++ Builder: uchebnik* [C++ Language in C++ Builder]. Moscow, Binom-Press Publ., 2008, 944 p.

14. Arkhangelsky A. Ya. *Priemy programmirovaniya v C++ Builder 6 i 2006. Mekhanizmy Windows, seti: uchebnik* [The programming technique in C++ Builder 6 and 2006. Windows mechanisms, networks]. Moscow, Binom-Press Publ., 2010, 992 p.

15. Agurov P. V. *Posledovatel'nye interfeisy PK. Praktika programmirovaniya : uchebnik* [PC serial interfaces. Programming practice]. St. Petersburg, BVH-Petersbourgh Publ., 2005, 482 p.

© Злобин С. К., Михнев М. М., Лаптенок В. Д., Серегин Ю. Н.,
Бочаров А. Н., Тынченко В. С., Дубец Ю. П., Долгополов Б. Б., 2014

УДК 543.428

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 230–235

РАСЧЕТ ВЕРОЯТНОСТИ ГЕНЕРАЦИИ ПОВЕРХНОСТНЫХ ВОЗБУЖДЕНИЙ ЭЛЕКТРОНАМИ, ОТРАЖЕННЫМИ ОТ ПОВЕРХНОСТИ SI

А. Ю. Игуменов[1], А. С. Паршин[1], Ю. Л. Михлин[2], О. П. Пчеляков[3],
А. И. Никифоров[3], В. А. Тимофеев[3]

[1]Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: igumenovau@mail.ru
[2]Институт химии и химической технологии Сибирского отделения Российской академии наук
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50, стр. 24
[3]Институт физики полупроводников им. А. В. Ржанова Сибирского отделения Российской академии наук
Российская Федерация, 630090, г. Новосибирск, просп. Академика Лаврентьева, 13

Кремний – основной материал наноэлектроники и солнечной энергетики. На основе кремния в настоящее время создается множество структур, обладающих уникальными свойствами и позволяющих решать прикладные задачи.

Одной из областей применения кремния является создание на его основе фотоэлектрических преобразователей для космической и авиационной техники. В перспективе фотоэлектрические приборы на основе кремния могут быть изготовлены из материалов, содержащихся в лунном грунте, и кремний послужит основой для создания космических солнечных электростанций.

Контроль элементного состава и физических свойств материалов, используемых в космическом материаловедении, играет важную роль, соответственно, необходимо совершенствовать методы исследования материалов. Методы исследования развиваются как в технологическом направлении, так и в направлении обработки и интерпретации экспериментальных результатов. Одним из распространенных методов исследования поверхности является электронная спектроскопия.

При входе и выходе из поверхности электроны генерируют поверхностные возбуждения, которые несут количественную информацию о различных процессах взаимодействия электронов с веществом. Интенсивности Оже- и фотоэлектронных пиков зависят от вероятности неупругого рассеяния как внутри твердого тела, так и в приповерхностном слое. Вероятность генерации электроном поверхностных возбуждений при единичном акте взаимодействия с поверхностью называется поверхностным параметром, является наиболее удобной величиной для описания влияния поверхностных возбуждений на интенсивность Оже-электронов и играет важную роль при количественном анализе в Оже-электронной спектроскопии, рентгеновской фотоэлектронной спектроскопии, спектроскопии характеристических потерь энергии электронов.

В данной работе спектры потерь энергии отраженных электронов получены для серии образцов Si, изготовленных при различных технологических условиях и имеющих разную кристаллографическую ориентацию. Из этих экспериментальных спектров вычислены зависимости произведения средней длины неупругого пробега и дифференциального сечения неупругого рассеяния электронов от потерь энергии электронов. Предложен новый метод определения параметра поверхностных возбуждений в спектроскопии сечения неупругого рассеяния электронов, основанный на разложении этих спектров на пики потерь, описываемые трехпараметрическими универсальными функциями сечения неупругого рассеяния электронов Тоугаарда.

Ключевые слова: спектроскопия сечения неупругого рассеяния электронов, спектроскопия характеристических потерь энергии электронов, параметр поверхностных возбуждений.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 230–235

MEASUREMENT OF THE SURFACE EXCITATION PROBABILITY OF ELECTRONS REFLECTED FROM SI SURFACE

A. Yu. Igumenov[1], A. S. Parshin[1], Yu. L. Mikhlin[2], O. P. Pchelyakov[3],
A. I. Nikiforov[3], V. A. Timofeev[3]

[1]Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation
E-mail: igumenovau@mail.ru

[2]Institute of Chemistry and Chemical Technologies, Siberian Branch of Russian Academy of Sciences
50/24, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation
[3]Rzhanov Institute of Semiconductor Physics, Siberian Branch of Russian Academy of Sciences
13, Academician Lavrentjev Av., Novosibirsk, 630090, Russian Federation

Silicon is the main material of nanotechnology and solar energy. In our days a lot of structures based on silicon have unique and useful properties which can help to deal with applied problems.

One area of silicon application is the creation of silicon-based photovoltaic converters for space and aviation equipment. In the future, photovoltaic devices based on silicon can be made from the materials contained in the lunar soil, and silicon will form the basis for the development of space solar power.

Control of the elemental composition and physical properties of materials used in space materials science plays an important role, accordingly necessary to improve the methods of research materials. The methods of research materials are developed both in technological direction and the direction of the processing and interpretation of experimental data. One of the widely used methods of surface investigation is electron spectroscopy.

At the entrance and exit of the surface electrons generate surface excitations which share quantitative information on the various processes of interaction of electrons with matter. The intensities of Auger electron and photoelectron peaks depend both on the probability of inelastic scattering within the solid, and the surface layer. The probability of generating an electron surface excitations with a single act of interaction with the surface is called the surface excitation parameter that is the most convenient value to describe the effect of surface excitations on the intensity of the Auger electrons and plays an important role in quantitative analysis in Auger electron spectroscopy, X-ray photoelectron spectroscopy, electron energy loss spectroscopy.

In this work energy loss spectra of reflected electrons were obtained for the series of samples of Si. Samples were obtained with different technical conditions and some of them have different crystallographic orientation. Energy loss dependence of inelastic mean free path and differential inelastic electron scattering cross-section were calculated. We have suggested a new method of determination of surface excitation parameter, based on fitting of these spectra with the Tougaard's Three-parameter Universal cross-section.

Keywords: inelastic scattering cross-section, electron energy loss spectroscopy, surface excitation parameter.

Введение. Кремний – основной элемент наноэлектроники и фотовольтаической солнечной энергетики. Кремний широко применяется в нанотехнологиях и полупроводниковой электронике как неотъемлемая часть наногетероструктур, обладающих хорошо подходящими для практических применений квантовыми эффектами [1; 2].

Актуальной областью применения кремния является создание на его основе фотоэлектрических преобразователей для космической и авиационной техники [3]. В перспективе фотоэлектрические приборы на основе кремния могут быть изготовлены из материалов, содержащихся в лунном грунте (реголит), при этом возможная энергодобыча намного превысит затраты на доставку оборудования с Земли [4]. Кремний представляет значительный интерес для этих целей, так как является единственным полупроводником, который можно выделить из лунного грунта. С другой стороны, кремний может быть использован для изготовления солончака, как возможного ракетного топлива [5].

В космическом материаловедении, нанотехнологиях и полупроводниковой электронике требуются высокоточные методы исследования состава, структуры, физических и химических свойств поверхности. Методы исследования развиваются как в технологическом направлении, так и направлении обработки и интерпретации экспериментальных результатов. Одним из распространенных методов исследования поверхности является электронная спектроскопия.

При входе и выходе из поверхности электроны генерируют поверхностные возбуждения, которые несут количественную информацию о различных процессах взаимодействия электронов с веществом. Интенсивности Оже- и фотоэлектронных пиков зависят от вероятности неупругого рассеяния как внутри твердого тела, так и в приповерхностном слое [6; 7]. Поверхностным параметром P_{se} называется вероятность генерации электроном поверхностных возбуждений при единичном акте взаимодействия с поверхностью [6; 7]. Поверхностный параметр является наиболее удобной величиной для описания влияния поверхностных возбуждений на интенсивность Оже-электронов [7] и играет важную роль при количественном анализе в Оже-электронной спектроскопии (ОЭС), рентгеновской фотоэлектронной спектроскопии (РФЭС), спектроскопии характеристических потерь энергии электронами (СХПЭЭ). В настоящей работе нами предложен и отработан на серии образцов Si новый метод определения поверхностного параметра из спектров сечения неупругого рассеяния электронов.

Методика эксперимента. Спектры сечения неупругого рассеяния электронов (произведения средней длины неупругого пробега электронов λ и дифференциального сечения неупругого рассеяния $K(E_0, E_0 - E)$, где E_0 – энергия первичных электронов, $E_0 - E$ – потери энергии электронами, $K\lambda$-спектры) могут быть использованы для количественного анализа элементного состава в двухкомпонентных композитных структурах [8–11], определения толщины слоя диоксида кремния на кремниевой подложке [12] и расчета параметра поверхностных возбуждений [13–15].

Были исследованы 3 промышленные монокристаллические подложки Si (100), один образец Si (111) и образец, представляющий собой эпитаксиальный слой Si толщиной 50 нм на промышленной подложке Si (100), полученный методом молекулярно-лучевой

эпитаксии при температуре 700 °С. Все образцы имели электронный тип проводимости.

Измерения фотоэлектронных спектров и интегральных спектров потерь энергии отраженных электронов проводили на сверхвысоковакуумном фотоэлектронном спектрометре SPECS (Германия). Спектры потерь энергии отраженных электронов получены в интервале 150 эВ с шагом 0,1 эВ. Энергия потерь T рассчитывалась как разность между энергией первичных электронов E_0 (нулевые потери) и энергией отраженных электронов E, $T = E_0 - E$. Энергии первичных электронов составляли 300, 600, 1200, 1900, 3000 эВ, ширина первичного электронного пучка на полувысоте менее 1 эВ.

Из экспериментальных спектров потерь энергии отраженных электронов с помощью программного пакета QUASES™ XS REELS (Quantitative Analysis of Surfaces by Electron Spectroscopy cross section determined by REELS) [16], согласно алгоритму, предложенному в [17], получены спектры сечения неупругого рассеяния электронов. Спектры сечения неупругого рассеяния электронов, по сравнению со спектрами потерь энергии отраженных электронов, лучше подходят для интерпретации процессов взаимодействия электронов с веществом и позволяют исследовать зависимости интенсивностей поверхностных и объемных возбуждений от энергии первичных электронов и угла эмиссии более точно [18].

Экспериментальные результаты. В основе определения поверхностного параметра лежит разделение поверхностной и объемной составляющих спектра потерь энергии электронами. При увеличении энергии первичных электронов увеличивается вклад объемных возбуждений (объемного плазмона и межзонных переходов) и уменьшается вклад поверхностных (поверхностный плазмон и межзонные переходы в поверхностные состояния) [19; 20].

Проследить изменение интенсивностей поверхностных и объемных возбуждений можно как качественно, исследуя зависимость спектра потерь энергии отраженных электронов от энергии первичных электронов и угла детектирования отраженных электронов [20], так и количественно, путем разделения вкладов разной природы, используя факторный анализ [18], моделируя электронный спектр на основании приближения частичных интенсивностей [7; 21; 22].

Упомянутые выше подходы отличаются весьма громоздкими математическими вычислениями. Относительно простой метод экспериментального определения поверхностного параметра из спектров сечения неупругого рассеяния электронов был предложен [13] и модифицирован [14; 15] Гергели. Усовершенствованный метод Гергели предполагает следующий алгоритм: спектры при всех энергиях первичных электронов нормируются в точке, соответствующей максимальной интенсивности спектра, полученного при максимальной энергии первичных электронов; спектр при максимальной энергии аппроксимируется в области объемного пика трехпараметрической функцией сечения неупругого рассеяния электронов Тоугаарда [23]; производится вычитание из экспериментальных спектров пика Тоугаарда (объемного плазмона) и обратная нормировка. Таким образом, выделяется часть спектра, соответствующая поверхностным возбуждениям и отнесенная к площади всего спектра, которая характеризует вероятность потери энергии электроном на поверхностные возбуждения. Площади спектров сечения неупругого рассеяния электронов, рассчитанные по алгоритму Тоугаарда [17], близки к единице, следовательно, интеграл от поверхностной составляющей спектра и равен поверхностному параметру.

Трехпараметрическая функция сечения неупругого рассеяния электронов Тоугаарда используется для описания спектров сечения неупругого рассеяния электронов полупроводников и полимеров [23]:

$$\lambda K = \frac{BT}{\left(C - T^2\right)^2 + DT^2}, \qquad (1)$$

где B, C, D – подгоночные параметры, которые для каждого элемента имеют определенные значения [23]. Параметр B определяет интенсивность пика, параметр C – положение, параметр D – ширину и косвенно влияет на положение и интенсивность пика.

Универсальные функции сечения неупругого рассеяния электронов используются для количественного анализа и вычитания фона в РФЭС, ОЭС и СХПЭЭ [23; 24].

Спектры сечения неупругого рассеяния электронов по потерям энергии для разных образцов Si близки между собой, среднеквадратичное отклонение не превышает $6{,}5 \cdot 10^{-4}$. На рис. 1, *а* показан результат выделения поверхностной составляющей в спектре Si (100) по методу Гергели.

В спектрах сечения неупругого рассеяния электронов по потерям энергии интенсивности возбуждений разной природы складываются, образуя итоговое распределение произведения средней длины неупругого пробега электронов λ и дифференциального сечения неупругого рассеяния K. Как видно на рис. 1, метод Гергели не учитывает влияния интенсивности поверхностных возбуждений на интенсивность результирующего спектра в области объемного плазмона (и наоборот), поэтому интенсивность объемного плазмона можно считать завышенной.

Предложенный нами метод разложения спектров сечения неупругого рассеяния электронов на пики потерь, описываемые трехпараметрическими универсальными функциями сечения Тоугаарда, позволяет учесть влияние интенсивности поверхностных возбуждений на результирующую интенсивность в области объемного плазмона и, соответственно, выделить поверхностный вклад с большей точностью. На рис. 1, *б* показано разложение спектра Si на пики потерь. Согласно обозначениям, приведенным в [19], в спектре присутствуют межзонные переходы S_1, E_2, S_3, поверхностный плазмон S и объемный плазмон V. Природа пика потерь может быть определена из зависимости площади пика, определяющей интенсивность возбуждений, от энергии первичных электронов (рис. 2, *а*). Площади пиков S_3 и S уменьшаются с увеличением энергии первичных электронов, что подтверждает их поверхностную природу, зависимость площади пика объемного плазмона V имеет противоположный характер. Для пиков S_1 и E_2 в силу их малой интенсивности ошибка при определении площади сравнима

с величиной площади, поэтому однозначно определить природу этих пиков сложно.

Используя разложения спектров сечения неупругого рассеяния электронов на пики потерь, можно рассчитать поверхностный параметр отдельных возбуждений и общий (*интегральный*) поверхностный параметр как сумму площадей всех поверхностноподобных возбуждений. На рис. 2, *б* приведены зависимости поверхностного параметра от энергии первичных электронов, рассчитанного по методу Гергели и из разложения.

Поверхностный параметр был рассчитан по методу Гергели [14; 15] (Gergely P_{se}, рис. 2, *б*) как площади под пиками поверхностного плазмона S и межзонного перехода S_3, а также как сумма площадей этих пиков $S + S_3$ (рис. 2, *б*). Как видно на рис. 2, *б*, поверхностный параметр, рассчитанный как площадь поверхностного плазмона, превышает поверхностный параметр, рассчитанный по методу Гергели. Это связано с тем, что метод Гергели завышает интенсивность объемного плазмона, занижая интенсивность поверхностного и, следовательно, уменьшая поверхностный параметр. *Интрегральный* поверхностный параметр (сумма площадей пиков S и S_3) также превышает поверхностный параметр, рассчитанный по методу Гергели.

Расчет поверхностного параметра по методу Гергели и из разложения спектров на составляющие для разных образцов Si дает хорошо согласующиеся между собой результаты. Поверхностный параметр практически не зависит от кристаллографической ориентации поверхности образца, а метод разложения спектров сечения неупругого рассеяния электронов на составляющие позволяет получить воспроизводимые результаты.

Все полученные экспериментально зависимости аппроксимированы полуэмпирической формулой Вернера [6; 7; 22]:

$$P_{se} = \frac{1}{0{,}171a\sqrt{E_0}\cos\alpha_i + 1} + \frac{1}{0{,}171a\sqrt{E_0}\cos\alpha_d + 1}, \quad (2)$$

где $\alpha_i = 59°$, $\alpha_d = 0°$ – соответственно углы падения и детектирования электронов относительно нормали к поверхности. Первое слагаемое учитывает влияние поверхностных возбуждений при входе электронов в образец, второе – при выходе. Полуэмпирическая формула Вернера широко используется для описания поверхностных возбуждений в электронной спектроскопии [6; 7; 14; 15; 22], поскольку хорошо описывает зависимость поверхностного параметра и от энергии первичных электронов, и от углов падения и детектирования.

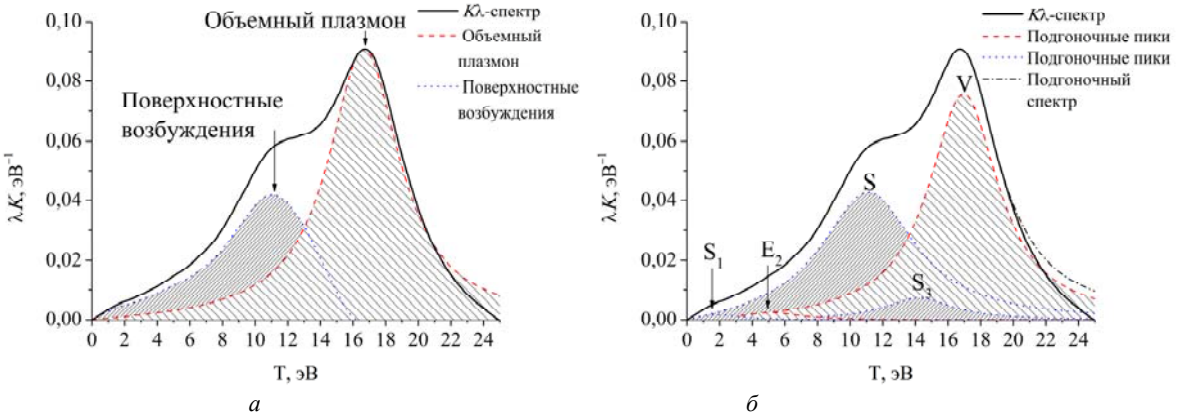


Рис. 1. Спектр сечения неупругого рассеяния электронов Si (100), полученный при энергии первичных электронов 1200 эВ. Поверхностная часть спектра выделена по методу Гергели (*а*) и из разложения спектра на пики потерь (*б*)

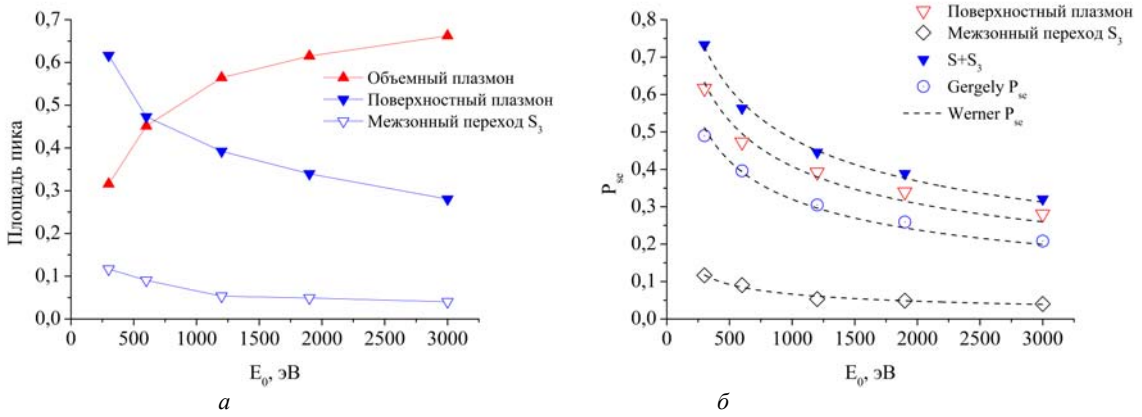


Рис. 2. Зависимости площади подгоночных пиков (*а*) и поверхностного параметра (*б*) от энергии первичных электронов

Подгоночный параметр *a*

Метод определения P_{se}	Метод Гергели	Через площадь пика S	Через площадь пика S_3	Через сумму площадей пиков S и S_3
Подгоночный параметр a	1,41	1,04	7,91	0,83

Подгоночный параметр a является материал-зависимым и составляет 1 для свободного электронного газа и 2 для переходных металлов [6]. Значение параметра a для Si составляет от 0,7 до 1,5 соответственно в источниках [14] и [6].

Значения подгоночного параметра a приведены в таблице.

Полученный нами параметр a согласуется с приведенным в литературе для Si, за исключением параметра, полученного при аппроксимации зависимости площади межзонного перехода S_3 от энергии первичных электронов, – вклад данного пика очень мал по сравнению с вкладом пика S.

Заключение. Предложенный нами метод определения поверхностного параметра позволяет детально (вплоть до расчета вероятности потери энергии электроном на возбуждение межзонных переходов и поверхностных плазмонов) оценить влияние поверхностных возбуждений на спектр сечения неупругого рассеяния электронов. Расчет поверхностного параметра из разложения спектров сечения неупругого рассеяния электронов на пики потерь, по сравнению с теоретическими методами прост в реализации и в отличие от экспериментального метода Гергели позволяет анализировать результирующий спектр как суперпозицию вкладов различной природы.

Разложение спектров сечения неупругого рассеяния электронов на пики потерь и значение поверхностного параметра для разных образцов Si дает хорошо согласующиеся между собой результаты, что свидетельствует о воспроизводимости предложенного метода.

Библиографические ссылки

1. Пчеляков О. П., Болховитянов Ю. Б., Двуреченский А. В. Кремний-германиевые наноструктуры с квантовыми точками: механизмы образования и электрические свойства // ФТП. 2000. Т. 34, вып. 11. С. 1281–1299.
2. Искусственные подложки GeSi для гетероэпитаксии – достижения и проблемы / Ю. Б. Болховитянов, О. П. Пчеляков, Л. В. Соколов [и др.] // ФТП. 2003. Т. 37, вып. 5. С. 513–538.
3. Кремниевые фотопреобразователи для космической и авиационной отрасли / Г. П. Яровой [и др.] // Известия Самарского научного центра РАН. 2012. Т. 14, № 1. С. 521–524.
4. Duke M. B., Gaddis L. R., Taylor G. J. Development of the Moon // Reviews in Mineralogy & Geochemistry. 2006. № 60. P. 597–656.
5. Landis G. A. Materials refining on the Moon // Acta Astronautica. 2007. № 60. P. 906–915.
6. The three-step model in electron spectroscopy revisited I. Angular distribution of Auger electron emission from non-crystalline Al, Si and Cu surfaces / W. S. M. Werner [et al.] // Surface Science. 2001. № 495, P. 107–119.
7. Measurement of the surface excitation probability of medium energy electrons reflected from Si, Ni, Ge and Ag surfaces / W. S. M. Werner [et al.] // Surface Science. 2005. № 585. P. 85–94.
8. Спектроскопия характеристических потерь энергии отраженных электронов в тонких пленках системы Fe_xSi_{1-x} / А. С. Паршин [и др.] // Письма в ЖТФ. 2008. Т. 34, вып. 9. С. 41–48.
9. Спектроскопия характеристических потерь энергии отраженных электронов в композитных структурах Mn_xSi_{1-x} / А. С. Паршин [и др.] // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. 2013. № 6. С. 5–9.
10. Спектроскопия сечения неупругого рассеяния электронов наногетероструктур Ge_xSi_{1-x} / А. С. Паршин [и др.] // ФТП. 2014. № 48, вып. 2. С. 237–241.
11. Новые возможности количественного анализа в спектроскопии потерь энергии отраженных электронов структур Fe_xSi_{1-x} / А. С. Паршин [и др.] // ЖТФ. 2011. № 81, вып. 5. С. 69–74.
12. Спектроскопия сечения неупругого рассеяния электронов в слоистых системах SiO_2/Si(100) / А. С. Паршин [и др.] // Автометрия. 2012. № 48, 4. С. 88–92.
13. Surface excitation effects in electron spectroscopy / G. Gergely [et al.] // Solid State Ionics. 2001. № 141–142. P. 47–51.
14. Gergely G. Elastic backscattering of electrons: determination of physical parameters of electron transport processes by elastic peak electron spectroscopy // Progress in Surface Science. 2002. № 71. P. 31–88.
15. Experimental determination of electron inelastic scattering cross-sections in Si, Ge and III–V semiconductors / G. T. Orosz [et al.] // Vacuum. 2003. № 71. P. 147–152.
16. Tougaard S. QUASES – Software packages to characterize surface nano-structures by analysis of electron spectra [Электронный ресурс]. URL: http://www.quases.com. (дата обращения: 15.10.2014).
17. Tougaard S., Chorkendorff. I. Differential inelastic electron scattering cross sections from experimental reflection electron-energy-loss spectra: Application to background removal in electron spectroscopy // Phys Rev. B. 1987. № 35, 13. P. 6570–6577.
18. Measurement of optical constants of Si and SiO_2 from reflection electron energy loss spectra using factor analysis method / H. Jin [et al.] // Journal of applied physics. 2010. № 107. P. 083709, 1–11.
19. Лифшиц В. Г., Луняков Ю. В. Спектры ХПЭЭ поверхностных фаз на кремнии // Дальнаука. 2004. 315 с.
20. Inelastic Scattering Cross Section of Si Determined from Angular Dependent Reflection Electron Energy Loss Spectra / H. Jin [et al.] // Journal of Surface Analysis. 2009. № 15, 3. P. 321–324.

21. Werner W.S.M. Simple algorithm for quantitative analysis of reflection electron energy loss spectra (REELS) // Surface Science. 2010. № 604. P. 290–299.

22. Werner W.S.M. Analysis of Reflection Electron Energy Loss Spectra (REELS) for Determination of the Dielectric Function of Solids: Fe, Co, Ni. [Электронный ресурс]. URL: http://arxiv.org/pdf/cond-mat/0611053.pdf. (дата обращения:15.10.2014).

23. Tougaard S. Universality Classes of Inelastic Electron Scattering Cross-sections // Surf. Interface Anal. 1997. № 25. P. 137–154.

24. Tougaard S. Quantitative Analysis of the Inelastic Background in Surface Electron Spectroscopy // Surf. Interface Anal. 1988. № 11. P. 453–472.

References

1. Pchelyakov O. P., Bolkhovityanov Yu. B., Dvurechenskiy A. V. [et al.]. Silicon-germanium nanostructures with quantum dots: Formation mechanisms and electrical properties. *Semiconductors*. 2000, Vol. 34, No. 11, P. 1229–1247.

2. Bolkhovityanov Yu. B., Pchelyakov O. P., Sokolov L. V. [et al.]. Artificial GeSi substrates for heteroepitaxy: Achievements and problems. *Semiconductors*. 2003, Vol. 37, No. 5, P. 493–518.

3. Jarovoj G. P., Latuhina N. V., Rogozhin A. S. [et al.]. [Silicon photovoltaics for space and aviation industry]. *Izvestija Samarskogo nauchnogo centra RAN.* 2012, Vol 14, No. 1, P. 521–524 (In Russ.).

4. Duke M. B., Gaddis L. R., Taylor G. J. Development of the Moon. *Reviews in Mineralogy & Geochemistry*. 2006, No. 60, P. 597–656.

5. Landis G. A. Materials refining on the Moon. *Acta Astronautica*. 2007, No. 60, P. 906–915.

6. Werner W. S. M., Tratnik H., Brenner J. [et al.] The three-step model in electron spectroscopy revisited I. Angular distribution of Auger electron emission from non-crystalline Al, Si and Cu surfaces. *Surface Science*. 2001, No. 495, P. 107–119.

7. Werner W. S. M., Kover L., Egri S. [et al.]. Measurement of the surface excitation probability of medium energy electrons reflected from Si, Ni, Ge and Ag surfaces. *Surface Science*. 2005, No. 585, P. 85–94.

8. Parshin A. S. Aleksandrova G. A., Dolbak A. E. [et al.]. Reflection electron-energy-loss spectroscopy of Fe_xSi_{1-x} thin films. *Technical Physics Letters*. 2008, Vol. 34, No. 5, P. 381–383.

9. Parshin A. S., Pchelyakov O. P., Dolbak A. E. [et al.]. Reflection Electron Energy Loss Spectroscopy in Mn_xSi_{1-x} Composite Structures. *Journal of Surface Investigation. X-ray, Synchrotron and Neutron Techniques*. 2013, Vol. 7, No. 3, P. 505–508.

10. Parshin A. C., P'yanovskaya E. P., Pchelyakov O. P. [et al.]. Inelastic electron scattering cross-section spectroscopy of Ge_xSi_{1-x} nanoheterostructures. *Semiconductors*. 2014, Vol. 48, No. 2, P. 224–227.

11. Parshin A. S., Kushchenkov P. A., Aleksandrova G. A. [et al.]. New opportunities for quantitative analysis as applied to reflected electron energy loss spectroscopy of Fe/Si structures. *Technical Physics*. 2011, Vol. 56, No. 5, P. 656–661.

12. Parshin A. S., Kushchenkov P. A., Pchelyakov O. P. [et al.]. Spectroscopy of the cross section of inelastic scattering of electrons in SiO_2/Si(100) layered systems. *Optoelectronics, Instrumentation and Data Processing*. 2012, Vol. 48, No. 4, P. 396–400.

13. G. Gergely, Menyhard M., Gurban S. [et al.]. Surface excitation effects in electron spectroscopy. *Solid State Ionics*. 2001, No. 141–142, P. 47–51.

14. Gergely G. Elastic backscattering of electrons: determination of physical parameters of electron transport processes by elastic peak electron spectroscopy. *Progress in Surface Science.* 2002, No. 71, P. 31–88.

15. Orosz G. T. Gergely G., Gurban S. [et al.]. Experimental determination of electron inelastic scattering cross-sections in Si, Ge and III–V semiconductors. *Vacuum*. 2003, No. 71, P. 147–152.

16. Tougaard S. QUASES – Software packages to characterize surface nano-structures by analysis of electron spectra. Available at: http:// www.quases.com (accessed 15.10.2014).

17. Tougaard S., Chorkendorff. I. Differential inelastic electron scattering cross sections from experimental reflection electron-energy-loss spectra: Application to background removal in electron spectroscopy. *Phys Rev. B*. 1987, No. 35, 13. P. 6570–6577.

18. Jin H., Shinotsuka H., Yoshikawa H. [et al.]. Measurement of optical constants of Si and SiO_2 from reflection electron energy loss spectra using factor analysis method. *Journal of applied physics*. 2010, No. 107, P. 083709, 1–11.

19. Lifshits V. G., Lunyakov Yu. V. *Spektry KhPEE poverkhnostnykh faz na kremnii* [EELS spectra of surface phases on silicon]. Vladivostok, Dal'nauka Publ., 2004, 315 p.

20. Jin H., Yoshikawa H., Iwai H. [et al.]. Inelastic Scattering Cross Section of Si Determined from Angular Dependent Reflection Electron Energy Loss Spectra. *Journal of Surface Analysis.* 2009, Vol. 15, No. 3, P. 321–324.

21. Werner W. S. M. Simple algorithm for quantitative analysis of reflection electron energy loss spectra (REELS). *Surface Science*. 2010, No. 604, P. 290–299.

22. Werner W. S. M. Analysis of Reflection Electron Energy Loss Spectra (REELS) for Determination of the Dielectric Function of Solids: Fe, Co, Ni. Available at: http://arxiv.org/pdf/cond-mat/0611053.pdf (accessed 15.10.2014).

23. Tougaard S. Universality Classes of Inelastic Electron Scattering Cross-sections. *Surf. Interface Anal*. 1997, No. 25, P. 137–154.

24. Tougaard S. Quantitative Analysis of the Inelastic Background in Surface Electron Spectroscopy. *Surf. Interface Anal*. 1988, No. 11, P. 453–472.

© Игуменов А. Ю., Паршин А. С.,
Михлин Ю. Л., Пчеляков О. П.,
Никифоров А. И., Тимофеев В. А. 2014

УДК 539.234

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 236–242

ХАРАКТЕРИСТИКИ РАДИООТРАЖАЮЩИХ ПОКРЫТИЙ НА ОБРАЗЦАХ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ, ИЗГОТОВЛЕННЫХ ПО ТЕХНОЛОГИИ ТРАНСФЕРНОГО ФОРМОВАНИЯ

А. Е. Михеев[1], А. А. Чернятина[2], И. В. Евкин[2], А. Ю. Власов[1], В. А. Мартынов[1]

[1] Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: michla@mail.ru
[2]ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: vah@iss-reshetnev.ru

Описана технология изготовления образцов композиционных материалов для последующего нанесения радиоотражающих покрытий. Образцы изготавливались методом трансферного формования с использованием специально разработанной технологической оснастки. Образцы изготавливались с двумя типами связующих: холодного и горячего отверждения. Радиоотражающее покрытие было выполнено в виде многослойной композиции на основе алюминия с адгезионным подслоем из нихрома и защитным слоем из оксида кремния. Покрытие наносили методом магнетронного напыления в вакууме. На полученных покрытиях были измерены коэффициенты радиоотражения. Выявлено, что при частоте 24 ГГц коэффициенты радиоотражения образцов всех типов соответствуют предъявляемым требованиям и составляют около 0,98. Однако при увеличении частоты излучения коэффициенты составляют около 0,95, что является недостаточным для применения в рефлекторах антенн КА. Для выявления причин ухудшения характеристик покрытий были проведены измерения параметров газовыделения исходных образцов углепластиков и шероховатости поверхности образцов с радиоотражающим покрытием. Параметры газовыделения соответствуют требованиям, которые предъявляются к покрытиям данного класса. Шероховатость радиоотражающего покрытия на углепластике составляет Ra = 363,8 нм при допустимой шероховатости для 33 гГц – 600 мкм. Также были измерены терморадиационные характеристики полученных покрытий. Измерения показали, что коэффициент поглощения солнечной радиации As несколько завышен по сравнению с требованиями к данному классу покрытий, а коэффициент излучения En соответствует этим требованиям. Выявлено, что для обеспечения заданных параметров покрытия необходимо проведение операций по предварительной подготовке углепластика: очистка поверхности от следов антиадгезива, увеличение продолжительности обезгаживания углепластика перед напылением, снижение интенсивности в процессе напыления.

Ключевые слова: полимерный композиционный материал, углепластик, радиоотражающие покрытия, вакуумное нанесение покрытий.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 236–242

SPECIFICATIONS OF RADIO-REFLECTIVE COATING ON A SAMPLE OF POLYMER COMPOSITE MATERIALS, FABRICATED WITH TRANSFER MOLDING

A. E. Miheev[1], A. A. Chernyatina[2], I. V. Evkin[2], A. Y. Vlasov[1], V. A. Martunov[1]

[1] Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation
E-mail: michla@mail.ru
JSC “Information Satellite Systems” named after Academician M. F. Reshetnev”
52, Lenin st., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
E-mail: vah@iss-reshetnev.ru

The technique for preparing samples of composite materials for the subsequent application of radio-reflective coatings is described. The samples were fabricated by transfer molding using a specially developed industrial equipment. Samples were made with two types of binding: cold and hot curing. Radio-reflective coating was formed as a multilayer compositions based on alumina with an adhesive underlayer of nickel-chromium and the protective layer of silicon oxide. The coating was applied by magnetron sputtering in a vacuum. On the obtained coatings coefficients of

radio reflection were measured. It was revealed that at 24 GHz radio reflection coefficients of both types of samples meet the requirements and is about 0,98. However, when the frequency of the radiation coefficients are about 0,95, which is insufficient for use in spacecraft antenna reflectors. To identify the causes of degradation of coatings were measured options gassing initial samples of carbon plastics and surface roughness of the samples with radio-reflective coating. Parameters of gassing compliant coatings that apply to this class are given. The roughness of the radio-reflective coating on carbon plastics is Ra = 363,8 nm with allowable roughness to 33 GHz – 600 microns is shown. Also thermoradiation characteristics resulting coating were measured. Measurements have shown the absorption coefficient of solar radiation of As somewhat high compared with the requirements of this class of coatings and emissivity En comply with these requirements. The work revealed that in order to set parameters coating is necessary to conduct operations on the preliminary preparation of carbon fiber: cleaning the surface of traces of release agent, increasing the duration of degassing prior to the deposition of carbon fiber, reducing the intensity during the deposition process.

Keywords: The polymeric composite material, carbon fiber, radio-reflective coating, vacuum coating.

Введение. Развитие рынка спутников требует изготовления антенн, работающих в высокочастотном диапазоне и обеспечивающих высокую скорость передачи данных. Рефлекторы, поддерживающие *Ka*-диапазон, должны соответствовать ужесточённым техническим характеристикам по отношению к современным рефлекторам *S*- и *Ku*-диапазонов [1–3].

Материал, из которого изготавливаются рефлекторы космического назначения, должен обладать рядом необходимых параметров, от которых зависят радиоотражающие, механические и другие характеристики. Таким материалом является углепластик, который обладает высокими прочностными характеристиками, термостойкостью до 150 °С и низким температурным коэффициентом линейного расширения.

Углепластик представляет собой материал из переплетенных нитей углеродных волокон, расположенных в матрице из полимерных смол. Сочетание таких важных свойств, как высокая прочность, жесткость и малый удельный вес, предопределили его широкое распространение во многих сферах. В ракетно-космической технике этот материал стал основой многих конструкций [4]. В направлении армирующих волокон он имеет отрицательное значение коэффициента теплового расширения, и при рациональном проектировании изделия можно добиться практически нулевого температурного коэффициента расширения. Это позволяет избежать значительных тепловых деформаций, увеличивает надежность работы и продлевает срок эксплуатации космического аппарата.

В состав современных космических аппаратов (КА) входят высокоточные рефлекторы антенн диаметром от 0,6 до 3 м. Для повышения эффективности антенно-фидерных систем (АФС) необходимо обеспечить максимальное отражение радиоизлучения рефлекторами антенн. Для этого на поверхность рефлектора наносят радиоотражающее покрытие, коэффициент радиоотражения которого должен быть не менее 0,98, терморадиационные характеристики As не более 0,35, En не более 0,20 [5–10].

Одним из наиболее важных этапов изготовления рефлекторной антенны является придание её внутренней (вогнутой) поверхности высокой способности к отражению электромагнитного излучения в диапазоне 1–33 ГГц. Этот результат достигается осаждением специального покрытия, обладающего высокой электропроводностью, состоящего из слоя металла, защищенного специальной пленкой из материала, прозрачного для электромагнитного излучения в указанном диапазоне частот.

При создании радиоотражающего покрытия необходимо учитывать множество факторов, непосредственно влияющих на возможность применения разработанной схемы в конструкции АФС КА, начиная от структуры (изотропности) поверхности углепластиковой подложки, состава, толщины материалов слоев радиоотражающего покрытия, согласования их электрохимических, тепловых, адгезионных, прочностных характеристик и заканчивая стабильностью характеристик покрытий к воздействию факторов хранения и деструктивных факторов космического пространства.

Целью работы является исследование свойств радиоотражающих покрытий, полученных на образцах углепластиков различных вариантов изготовления.

Экспериментальная часть. Для изготовления экспериментальных образцов полимерного композиционного материала (ПКМ) использовалась технология трансферного формования, которая будет применена и для получения рефлекторов антенн КА и позволит отказаться от дорогостоящих методов автоклавного формования. К преимуществам трансферного формования относится возможность получения поверхностей изделия высокого качества, высокая производительность, возможность производства крупногабаритных изделий, снижение себестоимости изготовления изделия при мелкосерийном производстве. Для изготовления экспериментальных образцов была изготовлена специализированная технологическая оснастка, включающая в себя матрицу и пуансон, выполненные из алюминия.

В качестве связующих для изготовления образцов использовались две коммерческие эпоксидные системы с пониженной вязкостью: горячего (образцы под номерами 1, 2 и 4) и холодного (образцы № 3) отверждения.

Для эффективной работы углепластиковых рефлекторов в высокочастотных диапазонах на рабочую поверхность рефлектора необходимо наносить радиоотражающее покрытие. Радиоотражающий слой должен обладать высокой электропроводностью. В качестве такого слоя могут быть использованы металлы Al, Cu, Au и Ag. Характеристики этих металлов приведены в табл. 1.

Таблица 1

Характеристики металлов для радиоотражающего слоя

Металл	Температурный коэффициент линейного расширения, град$^{-1}$	Удельное электрическое сопротивление, Ом·мм^2/м	Модуль упругости, ГПа	As	En
Алюминий	$24{,}3\cdot10^{-6}$	0,027	70	0,078	0,011
Медь	$16{,}8\cdot10^{-6}$	0,0175	129,5	0,17	0,01
Серебро	$19{,}5\cdot10^{-6}$	0,016	75	0,05	0,01
Золото	$14{,}2\cdot10^{-6}$	0,023	77	0,19	0,011

Таблица 2

Толщина скин-слоя для исследуемых металлов

Металл	Частоты, ГГц		
	15	25	33
Алюминий	0,71 мкм	0,55 мкм	0,48 мкм
Медь	0,54 мкм	0,42 мкм	0,36 мкм
Серебро	0,52 мкм	0,40 мкм	0,35 мкм
Золото	0,62 мкм	0,48 мкм	0,42 мкм

Важным параметром для приведённых выше металлов является толщина скин-слоя, это глубина проникновения электромагнитных волн в толщу материала и их ослабление по мере проникновения. В табл. 2 приведены величины толщины скин-слоёв для Al, Cu, Au и Ag на частотах 15, 25 и 33 ГГц. Значения коэффициентов As и En в этой таблице являются предельными, полученными в процессе вакуумного напыления, в условиях, близких к идеальным.

Среди рассматриваемых металлов алюминий и золото наиболее устойчивы при воздействии промышленной атмосферы. При этом алюминиевые покрытия имеют большую адгезионную прочность и значительно дешевле, чем золотые.

Исходя из полученных данных, можно сделать вывод, что алюминий является наиболее подходящим материалом для создания радиоотражающих покрытий. Также важно отметить, что алюминиевые покрытия обладают приемлемыми значениями терморадиационных коэффициентов, что важно для рефлекторов космического назначения, подвергающихся циклическому воздействию солнечного излучения.

Однако кроме максимального радиоотражения в требуемом диапазоне частот радиоотражающее покрытие должно также иметь хорошие оптические и механические характеристики, стойкость к коррозии, радиационному воздействию и адгезионную прочность.

Все эти характеристики могут быть достигнуты при создании радиоотражающего покрытия, состоящего из нескольких функциональных слоев.

Нанесение многослойных радиоотражающих покрытий на крупногабаритные конструкции из композиционных материалов относится к более сложным технологиям, чем металлизация моносоставных материалов (полимерных пленок и деталей). Это вызвано тем, что свойства наполнителя и связующего существенно различаются и необходимо согласование характеристик слоев покрытия со свойствами компонентов материала и требованиями к конструкции: точности профиля, допустимым технологическим температурам и др. Для согласования композиционной подложки с радиоотражающим покрытием необходимо применение многослойной структуры покрытия. Первый слой должен иметь высокую адгезию к углепластику, предотвращать электрохимическое взаимодействие углеродных волокон подложки и радиоотражающего слоя (алюминия). Второй слой – из высокоэлектропроводного, стабильного в условиях хранения и эксплуатации материала (например, алюминия), должен обеспечивать заданный коэффициент радиоотражения и терморадиационные коэффициенты, при этом иметь небольшую толщину для минимизации внутренних напряжений и влияния на геометрию рефлектора. Третий слой – защитный, должен иметь высокую твердость и прочность, быть радиопрозрачным и обеспечивать сохранение характеристик слоя алюминия при удалении загрязнений с покрытия, возможных при монтажных работах и хранении рефлектора.

Следовательно, радиоотражающее покрытие будет состоять из трех слоев:

– первый слой – подслой материала, связывающего основной функциональный слой и подложку;

– второй – основной функциональный слой материала, выполняющего функцию радиоотражения;

– третий – защитный слой, защищающий основной слой от механических, коррозионных и прочих повреждений.

Для выбора материала, используемого в качестве подслоя, который наиболее рационально и выгодно использовать с точки зрения приобретения нужных адгезионных и иных технологических свойств, необходимо провести исследования свойств основных материалов, применяемых в качестве адгезионных подслоёв. Ниже приведена табл. 3 для оценки материалов подслоя.

В качестве подслоя необходим материал, который бы обладал достаточно высокой степенью адгезии к углепластику, минимальным значением модуля упругости, значением коэффициента линейного термического расширения (КЛТР), промежуточного между КЛТР алюминия и углепластика, малыми величинами электрохимического потенциала относительно углерода и алюминия. Такими материалами могут быть нихром 20Х80Н, цирконий, титан, а также диэлектрики – оксид кремния, оксид алюминия и др.

Таблица 3

Характеристики материалов подслоя

Материал	Электрохимическое взаимодействие компонентов. Потенциал, В, относительно		Коэффициент линейного термического расширения, 10^{-6}град$^{-1}$	Модуль упругости, ГПа	Напряжения на границе с углепластиком, кгс/мм^2 (для ΔT = 200 °С)	Напряжения на границе с алюминием, кгс/ мм^2 (для ΔT = 200 °С)
	С (0,15)	Al(–1,66)				
Хром	–0,6	–0,94	6,2	280	36,2	106
Титан	–0,05	–1,56	8,5	96,6	16,6	31
Никель	–0,1	–1,44	16,6	213	71,7	33
Цирконий	–0,15	–1,66	5,9	95	11,3	36
SiO_2	0	0	0,5	65,5	0,5	32
Al_2O_3	0	0	8,4	241,3	41	78
Нихром	–0,1	–1,44	10	216	43,7	63

Из всех вышеперечисленных вариантов материала подслоя для целей создания стабильных плёнок наилучшим является нихром, так как он отличается высокой адгезией к различным материалам, включая полимеры. Кроме того, большим преимуществом нихрома по сравнению с другими известными сплавами является то, что он распыляется без чрезмерного разделения на отдельные составляющие. Также полезным свойством нихрома является то, что он способен захватывать загрязняющие компоненты остаточного газа при напылении (распылении) радиоотражающего материала (алюминия). Такая хемосорбция способствует улучшению чистоты вакуума и, как следствие, осаждению более чистого радиоотражающего материала поверх нанесённого подслоя.

Высокие адгезионные свойства нихрома могут быть объяснены наличием тонкого оксидного слоя, возникающего между плёнкой и подложкой, а также небольшим предварительным распылением хрома, который обладает более низкой энергией распыления, чем никель. Хорошие результаты по изготовлению механически прочных и стабильных плёнок нихрома даёт магнетронный способ распыления нихрома.

В качестве защиты радиоотражающего покрытия от воздействия коррозии и механических повреждений, а также для обеспечения требуемого коэффициента излучения, целесообразно использовать тонкий слой защитного материала, наносимого непосредственно на слой металла. Такими материалами могут быть оксиды алюминия и кремния, а также кремнийорганическое покрытие.

Напыление производили методом магнетронного распыления [11–15] на вакуумной установке на образцы размером 100×100 мм и 35×35 мм.

Для напыления использовали мишени из нихрома Х20Н80 ГОСТ 10994, алюминия чистотой ГОСТ 25905 и оксида кремния.

Результаты и их обсуждение. Коэффициент радиоотражения измеряли волноводным методом с помощью генератора Anritsu MG3696B, аттенюатора Д3-35 и измерительной линии Р1-30. Результаты измерений представлены в табл. 4.

Измерение коэффициентов радиоотражения показали, что при частоте 24 ГГц коэффициенты радиоотражения всех образцов соответствуют предъявляемым требованиям и составляет около 0,98. Неудовлетворительные результаты получены при частоте 33 ГГц, что может быть связано с повышенным газовыделением исходных образцов углепластика или высокой шероховатостью поверхности. Для выявления факторов, влияющих на показатели коэффициентов радиоотражения, были проведены исследования по определению величины газовыделения полученных образцов и шероховатости их поверхности.

Таблица 4

Результаты измерения коэффициентов радиоотражения

№ образца	Коэффициент радиоотражения, дБ	
	24 ГГц	33 ГГц
2/2	98,18	95,93
2/3	98,08	95,69
2/4	98,36	95,92
3а/3	98,42	95,0
3а/4	98,24	96,17
3а/7	98,35	95,35
3а/8	98,37	96,19

Параметры газовыделения измерялись по следующей методике. Перед вакуумно-тепловым воздействием образцы материалов подвергались кондиционированию при температуре (22 ± 3) ºС в течение 24 ч в эксикаторе с относительной влажностью воздушной среды (55 ± 3) %. Воздушная среда в эксикаторе с относительной влажностью (55 ± 3) % создавалась перенасыщенным водным раствором азотнокислого магния ($Mg(NO_3)_2 \cdot 6H_2O$), над которым размещались испытываемые образцы материалов, в соответствии с ГОСТ 12423–66.

После кондиционирования предварительно взвешенные образцы материалов и конденсационные пластины помещались в испытательный блок установки УГ-5.

Проводилась откачка вакуумной камеры до остаточного давления $7 \cdot 10^{-4}$ Па ($5 \cdot 10^{-6}$ мм рт. ст.). После достижения температуры на конденсационных пластинах, равной (25 ± 1) ºС, включался нагревательный блок и устанавливалась на образцах материалов температура, равная (125 ± 1) ºС. Время выдержки образцов материалов при температуре 125 ºС составляло 24 ч.

После вакуумно-теплового воздействия и взвешивания образцы материалов подвергались рекондиционированию при температуре (22 ± 3) ºС в течение 24 ч в эксикаторе с относительной влажностью окружающего воздуха (55 ± 3) %.

Потеря массы (ПМ), летучие конденсирующиеся вещества (ЛКВ), равновесный водяной пар (РВП) и потеря массы с учетом рекондиционирования (ПМР) материалов определялись взвешиванием образцов и конденсационных пластин до и после вакуумно-теплового воздействия и рекондиционирования на прецизионных электронных весах HR-202 производства фирмы A&D Company Ltd (Япония), в диапазоне взвешиваемой массы от 0 до 42 г с дискретностью $1 \cdot 10^{-5}$ г.

Погрешность взвешивания массы составляла ±120 мкг в соответствии с руководством по эксплуатации на весы HR-202.

Образцы материалов и конденсационные пластины взвешивались на весах не позднее 2-х минут после их изъятия из эксикатора. Общее время взвешивания образцов материалов после вакуумно-теплового воздействия не превышало 0,5 ч.

ПМ материалов, содержание ЛКВ, РВП, а также ПМР вычислялись по формулам:

$$\text{ПМ} = \frac{M'_{\text{обр}} - M''_{\text{обр}}}{M'_{\text{обр}}} 100\ \%, \qquad (1)$$

где $M'_{\text{обр}}$ – масса образца материала до испытаний, г; $M''_{\text{обр}}$ – масса образца материала после испытания, г;

$$\text{ЛКВ} = \frac{m''_{\text{кп}} - m'_{\text{кп}}}{M'_{\text{обр}}} 100\ \%, \qquad (2)$$

где $m'_{\text{кп}}$ – масса конденсационной пластины до испытания, г; $m''_{\text{кп}}$ – масса конденсационной пластины после испытания, г;

$$\text{РВП} = \frac{M^*_{\text{обр}} - M''_{\text{обр}}}{M'_{\text{обр}}} 100\ \%, \qquad (3)$$

где $M^*_{\text{обр}}$ – масса образца материала после рекондиционирования, г;

$$\text{ПМР} = \frac{M'_{\text{обр}} - M^*_{\text{обр}}}{M'_{\text{обр}}} 100\ \%. \qquad (4)$$

Определение параметров газовыделения проводили на двух образцах каждого материала. За результат испытаний принимали среднее арифметическое из полученных значений каждого параметра. Результаты испытаний представлены в табл. 5.

Таблица 5

Результаты испытаний

№ образца	ПМ, %	ЛКВ, %	РВП, %	ПМР, %
4/1	0,97	0,00	0,32	0,66
2а/1	0,59	0,01	0,21	0,37

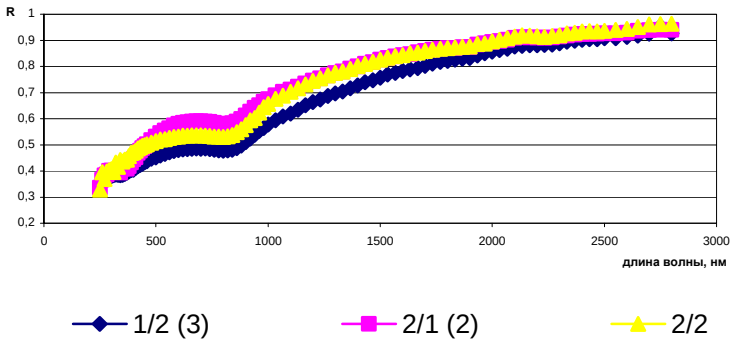
Согласно требованиям к неметаллическим материалам параметры газовыделения должны быть: ПМР ≤ 1 %; ЛКВ ≤ 0,1 %. Таким образом, параметры газовыделения соответствуют требованиям, которые предъявляются к покрытиям данного класса.

Измерения шероховатости поверхности углепластика с радиоотражающим покрытием проводились с использованием оптического интерферометра MicroXAM-100 при 100-кратном увеличении.

Шероховатость радиоотражающего покрытия на углепластике составляет Ra = 363,8 нм при допустимой шероховатости для 33 ГГц – 600 мкм.

Разрабатываемые покрытия по своему назначению предполагается использовать на внешних поверхностях КА. Рабочая температура таких покрытий определяется поглощением электромагнитного излучения Солнца и излучением тепла в космическое пространство. В научно-технической документации, относящейся к покрытиям, к которым предъявляются терморадиационный свойства, для количественной оценки этих процессов используются терморадиационные характеристики – коэффициент поглощения солнечной радиации As и коэффициент излучения En. Данные параметры покрытий являются интегральными по диапазону длин волн и пространственному распределению поглощаемой и излучаемой энергии.

Измерение коэффициента поглощения солнечного излучения (As) и спектрального коэффициента отражения (R_λ) проводили спектрорефлектометром LPSR-300 в диапазоне длин волн от 250 до 2800 нм в соответствии с технической инструкцией и инструкцией по эксплуатации прибора. Измерение коэффициента теплового излучения En проводили рефлектометром TEMP-2000A в абсолютном режиме в соответствии с технической инструкцией и инструкцией по эксплуатации прибора. На рисунке приведены спектры отражения образцов в оптическом диапазоне длин волн от 200 до 3000 нм.



Спектральный коэффициент отражения различных вариантов покрытий

Анализ спектров отражения указывает на наличие сильной полосы поглощения в диапазоне 500–1500 нм по сравнению с чистым алюминием. Вероятной причиной загрязнения является распыление полимерной части подложки (связующего) в процессе магнетронного напыления.

Результаты измерений коэффициентов As и En приведены в табл. 6.

Таблица 6

Результаты измерения терморадиационных коэффициентов

Номер образца	Размер образца	As	En
2/1 (2)	100×100	0,38	0,06
1/2 (3)	100×100	0,45	0,07
2/2	35×35	0,38	0,07

Выявлено, что коэффициент поглощения солнечной радиации As несколько завышен по сравнению с требованиями к данному классу покрытий, а коэффициент излучения En соответствует этим требованиям.

Заключение. Для оптимизации технологии с целью обеспечения заданных параметров покрытия, необходимо проведение операций по предварительной подготовке углепластика: очистка поверхности от следов антиадгезива, увеличение продолжительности обезгаживания углепластика перед напылением, снижение интенсивности (увеличение времени) в процессе напыления, а также целесообразно проведение мер по уменьшению степени загрязнения плазмообразующего газа остаточной атмосферой камеры и доработка установки с целью удаления из зоны воздействия плазмы деталей внутрикамерной оснастки, что позволит изготовить экспериментальные образцы с требуемыми характеристиками.

Благодарности. Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования Российской Федерации, государственный контракт № 02.G2531.0043.

Acknowledgements. This work was financially supported by the Ministry of Education of the Russian Federation, government contract № 02.G2531.0043.

Библиографические ссылки

1. Baril S. Qualifications large deployable reflector ka-band. Hellmich A., EADS Space Transportation BP 3002 – 78133 Les Mureaux – France.

2. Malmborg P., Ingvarson P., Petersson M., Woxlin K. The development of the design and development of the reflector in the company saab ericsson space. Gothenburg, Sweden, Saab Ericsson Space AB, SE-405 15.

3. Stute Th. Optical reflectors mission planck esa / eads-astrium gmbh. Friedrichshafen, Germany.

4. Комков М. А., Тарасов В. А. Технология намотки композитных конструкций ракет и средств поражения : учеб. пособие. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2011. 431 с.

5. Разработка технологии нанесения радиоотражающих покрытий / А. Е Михеев [и др.] // Вестник СибГАУ. 2013. Вып. 4 (50). С. 222–226.

6. Пащенко О. В., Соловьев А. М., Юдаков С. В. Система управления промышленной установкой «КО/МРК» // Изв. Томского политехн. ун-та. 2012. Т. 320, № 5. С. 100–104.

7. Испытание образцов радиоотражающих покрытий на стойкость к внешним воздействующим факторам / А. Е. Михеев [и др.] // Вестник СибГАУ. 2013. Вып. 4 (50). С. 227–230.

8. Исследование состава остаточного и плазмообразующего газов в камере установки вакуумного напыления / А. Е. Михеев [и др.] // Вестник СибГАУ. 2013. Вып. 2 (48). С. 216–219.

9. Плазменная технология осаждения отражающего покрытия на поверхность углепластика / О. Х. Асаинов [и др.] // Известия вузов. Сер. Физика. 2011. Т. 54, № 11/2. С. 158–161.

10. Обработка поверхности материалов плазмой магнетронного разряда и ионными пучками / О. Х. Асаинов [и др.] // Известия вузов. Сер. Физика. 2019. Т. 52, № 11/2. С. 172–175.

11. Handbook of thin-film deposition process and techniques / edited by K. K. Schuegraf // Noyes Publications. New Jersey. 1988. 413 p.

12. Mohan S., Ghanashyam Krishna M. A review of ion beam assisted deposition of optical thin films // Vacuum. 1995. Vol. 46, No. 7. P. 645–659.

13. Neumann M., Web Milde F., Schiller S. Coating by Reactive Plasma Activated Evaporation and Sputtering Processes // Society of Vacuum Coaters. 1996, No. 39. P. 371–377.

14. CVD-processes by hollow cathode glow discharge / A. Hellmich [et al.] // Surf. Coat. Technol. 1998. Vol. 98. P. 1541–1546.

15. Bunshah R. F. Handbook of Deposition Technologies for Films and Coatings / Noyes Publications. Park Ridge, 1994. 131 p.

References

1. Baril, S. Qualifications large deployable reflector ka-band. – Hellmich A., EADS Space Transportation BP 3002 – 78133 Les Mureaux – France.

2. Per Malmborg, Per Ingvarson, Mikael Petersson, Karin Woxlin. The development of the design and development of the reflector in the company saab ericsson space. Gothenburg, Sweden, Saab Ericsson Space AB, SE-405 15.

3. Stute, Thomas. Optical reflectors mission planck esa / eads-astrium gmbh. Friedrichshafen, Germany.

4. Komkov M. A., Tarasov V. A. *Tekhnologiya namotki kompozitnykh konstruktsiy raket i sredstv porazheniya* [Technology of winding composite structures of missiles and weapons]. Moscow, Izd-vo MGTU im. N. E. Baumana Publ., 2011, 431 p.

5. Mikheev A. E., Girn A. V., Kharlamov V. A., Chernyatina A. A., Khomenko I. I. [Development of technology for the application of radio-reflective coatings]. *Vestnik SibGAU*. 2013, Vol. 50, No. 4, P. 222–226 (In Russ.).

6. Pashchenko O. V., Solov'ev A. M., Yudakov S. V. [Control systems for industrial installation «КО/МРК»]. *Izvestiya Tomskogo politekhnicheskogo universiteta*. 2012, Vol. 320, No. 5, P. 100–104 (In Russ.).

7. Mikheev A. E., Ivasev S. S., Kuznetsov A. B., Bashkov I. V., Ravodina D. V. [Test specimens radio reflective coatings for resistance to external factors]. *Vestnik SibGAU.* 2013, Vol. 50, No. 4, P. 227–230 (In Russ.).

8. Mikheev A. E., Kharlamov V. A., Kryuchek S. D., Chernyatina A. A., Khomenko I. I. [Study of the composition of the residual gas and plasma in the chamber vacuum coaters]. *Vestnik SibGAU*. 2013, Vol. 48, No. 2, P. 216–219 (In Russ.).

9. Asainov O. Kh., Bainov D. D., Krivobokov V. P., Romanenko S. E., Chernyatina A. A. [The plasma deposition technique on the surface of the reflective coating CFRP*]. Izvestiya vuzov. Ser. Fizika*. 2011, Vol. 54, No. 11/2, P. 158–161 (In Russ.).

10. Asainov O. Kh., Bainov D. D., Krivobokov V. P., Yudakov S. V. [Surface treatment of materials by plasma magnetron discharge and ion beams]. *Izvestiya vuzov. Ser. Fizika.* 2019, Vol. 52, No. 11/2, P. 172–175 (In Russ.).

11. Handbook of thin-film deposition process and techniques : edited by K. K. Schuegraf. // Noyes Publications. New Jersey. 1988. 413 p.

12. Mohan S., M. Ghanashyam Krishna. A review of ion beam assisted deposition of optical thin films. *Vacuum*. 1995, Vol. 46, No. 7, P. 645–659.

13. Neumann M., Web Milde F., Schiller S. Coating by Reactive Plasma Activated Evaporation and Sputtering Processes. *Society of Vacuum Coaters*. 1996, No. 39, P. 371–377.

14. Hellmich A., Jung T., Kielhorn A., Ribland M. CVD-processes by hollow cathode glow discharge. *Surf. Coat. Technol.* 1998, Vol. 98, P. 1541–1546.

15. Bunshah R. F. Handbook of Deposition Technologies for Films and Coatings / Noyes Publications. Park Ridge, NJ. 1994, 131 p.

© Михеев А. Е., Чернятина А. А., Евкин И. В., Власов А. Ю., Мартынов В. А., 2014

УДК 621.6.09:534.01

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 243–248

ВИБРАЦИЯ И ПРЕЦИЗИОННОСТЬ ОБРАБОТКИ ДЕТАЛЕЙ

Е. В. Раменская, Ю. А. Филиппов, Д. В. Латюк

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, просп. им. газеты «Красноярский рабочий», 31
E-mail: lena@kraslan.ru

Изложены результаты теоретических и экспериментальных исследований вибрационных процессов операции растачивания заготовок из конструкционных легированных сталей. С целью активизации внедрения элементов высокой технологии в производство изделий общего машиностроения и изделий ракетно-космической техники предложена новая конструкция расточной оправки. Конструкция сборной расточной оправки снижает амплитуду вибрации вследствие проявления в ней повышенной жесткости и усиленного демпфирования поперечных и угловых колебаний. Это достигается смещением центра масс оправки к лезвию сменной твердосплавной пластинки и заполнением «утяжеленной» части оправки порошковым материалом повышенной плотности. Наличие в конструкции прокладок из мягкой и твердой резины, обеспечивая регулярную вязкость, способствует частичному ограничению плотности потока коллективизированных валентных электронов термоЭДС в процессе резания от технологической машины через режущий инструмент на заготовку или в другой ситуации в обратном направлении и стимулирует снижение сопротивления резанию. Межатомные взаимодействия в материале заготовки в процессе точения, оцениваемые величиной химической металлической связи, не превышают 90 кДж/моль. Экспериментальные исследования амплитуд вибрации и работоспособности новой расточной оправки в условиях прецизионного растачивания трубы из стали марки 30ХГСА показали снижение амплитуды виброускорения в 3 раза по сравнению с типовой конструкцией расточной оправки и улучшение шероховатости в 1,85 раза. Отдельные результаты работы используются на базовом предприятии в производстве деталей нефтеаппаратуры.

Ключевые слова: вибрация, технологические машины, растачивание, легированные стали, молекулярные связи, расточная оправка.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 243–248

VIBRATION AND PRECISION OF THE DETAILS MACHINING

E. V. Ramenskaja, Y. A. Filippov, D. V. Latuk

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation
E-mail: lena@kraslan.ru

The results of theoretical and experimental researches of vibration processes during boring of the constructional steels stock are stated in this paper. The new design of the boring bar is offered with the purpose of high technology introduction in manufacture of the mechanical and space engineering products. The design of assembling boring bar reduces the vibration amplitude at the expense of the increased stiffness both amplified damping of cross and angular fluctuations. It is provided with displacement of the mass centre of bar to an edge of a replaceable hard alloy metal plate and filling of the "weighted" bar part by the powder raised density material. The rubber packing (soft and hard) provides regular viscosity. It promotes partial restriction of the flow density of the itinerant valence electrons thermo-EMF during cutting from the technological machine through the cutting tool on preparation or in other situations in the opposite direction and stimulates the resistance to cutting reduction. The internuclear interactions in the preparation material at cutting, which are estimated by size by chemical metal connection, do not exceed 90 kJ/mol. The experimental researches of vibration amplitudes and work ability of new boring bar in the process precision boring of a steel pipe (30HGSA) demonstrate reduction of vibrational acceleration amplitude in 3 times in comparison with a typical boring bar design and improvement of roughness – in 1,85 times. Partially the results of work are used at the base enterprise for production details for oil industry equipment.

Keywords: vibration, technological machines, boring, alloy steel, molecular bonds, boring bar.

Введение. Развитие высоких технологий в процессе активизированного научно-технического прогресса в машиностроении на основе фундаментальных исследований в области механики технологических процессов характеризуется медленными темпами освоения новой техники и выпуска конкурентоспособной продукции в стране вследствие ряда причин, одной из которых является слабая материальная база машиностроительного производства. Отсутствие специализированных КБ и НИИ, нацеленных на разработку и оснащение производства прогрессивными видами режущего инструмента и прецизионными технологическими машинами, не компенсируется единичными работами вузовских исследований. Такое положение заметно тормозит темпы развития отечественной экономики и отличается от практики и методов постановки на производство новой продукции в странах – мировых лидерах: Германии, Японии, США. Потеря технологической независимости в производстве продукции машиностроения, как известно, оборачивается существенными убытками в создании и накоплении национального дохода и валового национального продукта. Кроме того, наметилось отставание в исследованиях по динамике и вибрации станков, о чем свидетельствуют малочисленные отечественные публикации по тематике технологии станкостроения в отличие от зарубежных фирм DMG и HAAS [1–4]. И это, когда в мире производства рабочих машин на порядок возросли требования к их прецизионности, надежности и безопасности.

В существующей классификации рабочих машин, предложенной Институтом машиноведения Академии наук, важное место занимают отраслевые технологические машины, в частности станки, работающие с лезвийным режущим инструментом. Процесс резания в этих машинах сопровождается поперечной и угловой вибрацией, снижающей эффективность труда по обеспечению точности и прецизионности, надежности и производительности. Существующая практика механической обработки заготовок в первом случае направлена на снижение вредного влияния явления вибрации, а во втором – положительного её использования в финишных операциях формообразования деталей [5]. Снижение амплитуд вибрации в операциях точения и фрезерования в технологических процессах формообразования контура детали лезвийным инструментом является предпочтительным в развитии современного машиностроения.

1. Принципы возникновения вибрации в технологических машинах. Известно, что из широкого перечня вибрационных процессов, сопровождающих резание, поперечные и угловые колебания – главные составляющие, понижающие эффективность технологических машин. Причиной такого положения являются нелинейность кинематических траекторий движения механизмов рабочей машины, проявление погрешности изготовления базовых механизмов и неуравновешенности подвижных масс [1; 6]. Основную группу факторов, способствующих возникновению вибрации в технологических машинах, составляют [7]:

– дисбаланс роторов механизмов главного и вспомогательного движения, входящих в кинематическую цепь рабочей машины;

– силы трения в кинематических парах при падающей зависимости их от скорости, что в отдельных случаях сопровождается акустическим явлением с изменяющимся звуковым давлением;

– силы фрикционного трения сливной и элементной стружки о переднюю грань режущего инструмента и поверхность заготовки;

– координатные связи упругих деформаций динамической системы с параметрами резания и вариациями зазоров в парах трения;

– различие в процессах вязкого и хрупкого разрушения при резании. Так, распространение вязкой микротрещины резания сопровождается затратой энергии при стружкообразовании, подводимой к режущему инструменту и предмету труда, а хрупкая микротрещина резания распространяется за счет освобождения запасенной энергии с сопровождением пластического течения материала впереди головки трещины. Например, известно, что возникновение трещины длиной $2c$ приводит к освобождению упругой энергии, определяемой функцией приведенной силы [8]

$$A = \pi \cdot c^2 \cdot (\sigma^2 / E),$$

где c – половина длины трещины; σ – предел прочности материала; E – модуль упругости.

При взаимодействии дислокаций в материале в процессе внедрения резца в массив заготовки в форме клина, в экстремальных точках создаются условия для возникновения микротрещин на уровне молекул. Особенно такое явление наблюдается при повышенных амплитудах колебаний атомов, сопровождаемых торможением движения свободных валентных электронов термоЭДС с падением их скорости [9; 10].

Известно [7; 11], что вариация расстояния между атомными плоскостями и изменение силы межатомной связи описываются нелинейными законами микромеханики прочности и разрушения. При приложении нагрузки к твердому телу в процессе механической обработки расстояние между атомами меняется в зависимости от силы межатомной связи и приложенной нагрузки. Имеется ряд исследований, утверждающих о влиянии потока коллективизированных электронов термоЭДС на изменение силы сопротивления резанию при обработке вязких металлических материалов, протекающего от режущего инструмента к заготовке или в обратном направлении в зависимости от ряда активности металлов [5; 7; 9; 12]. При этом межатомные взаимодействия в материале заготовки не превышают 90 кДж/моль, например, при массе молекулы стали марки 30ХГСА порядка $9 \cdot 10^{-26}$ кг и размере её не выше $2{,}25 \cdot 10^{-10}$ м, при радиусе заострения вершины резца в пределах $(12–16) \cdot 10^{-6}$ м, обеспечивающего стружкообразование. При волновом потоке коллективизированных внешних электронов термоЭДС между резцом и заготовкой, движущихся со средней скоростью $5 \cdot 10^6$ м/с, происходит приращение амплитуд колебаний атомов в материалах заготовки и режущего инструмента

в пределах 10^{-3} нм при частоте 10 ТГц. При этом увеличивается сопротивление резанию за счет частичного прерывания потока валентных электронов. Такие явления способствуют прохождению акустических волн при резании и раскачиванию микролибрации пары «резец–заготовка» и началу вибрирования технологической системы [13–15].

Создание оптимальных условий работы средств технологического оснащения обеспечивает рост точности, качества и производительности, эффективности механической обработки. Уместно отметить то, что сдерживающим фактором, кроме вибрации в освоении высокой технологии, является низкая стойкость режущего инструмента, требующего нового подхода как к конструированию, так и к технологии его производства и эксплуатации.

2. Расточная оправка с демпфированием колебательных процессов. В практике механической обработки используют специальные конструкции режущего инструмента для демпфирования как поперечной, так и угловой вибрации. Для снижения амплитуд вибрации технологической системы при резании и повышения сопротивления динамической системы используют устройства гашения вибрации и ударного рассеивающего действия.

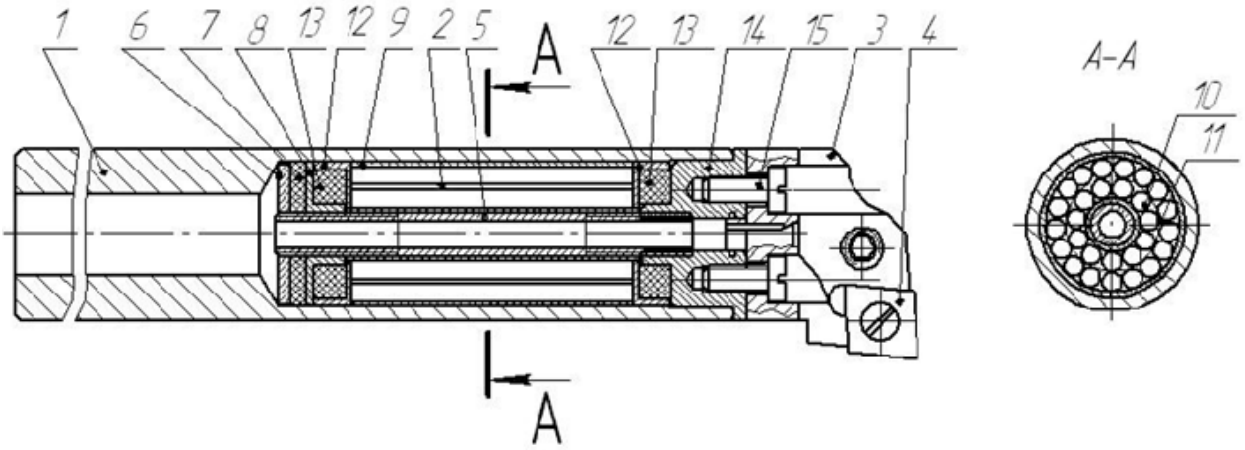
Учитывая анализ существующих разработок в области режущего инструмента, в работе предлагается новая конструкция расточной оправки с демпфирующим элементом [16].

Расточная оправка, представленная на рисунке, состоит из корпуса *1* с осевым отверстием, в котором установлен виброгаситель *2*, и резцовой головки *3* с режущей пластиной *4* типа CNMG, SNMG или CCMT, CNGA. Виброгаситель *2* состоит из шпильки *5*, имеющей отверстие под смазочно-охлаждающую жидкость и на концах резьбу для установки упорного кольца с резьбой *6*, кольца из жесткой резины *7*, задней резьбовой втулки *8*, цилиндра *9*, имеющего осевую кольцевую полость, внутри которой размещены металлические стержни *10* из материала, плотность которого превышает плотность материала корпуса, сориентированные вдоль оси цилиндра, а свободное пространство между стержнями заполнено микропорошком *11*. Торцевые поверхности цилиндра *9* герметично ограничены упорными втулками *12*, контактирующими с резиновыми подушками *13*, выполненными из мягкой резины. Виброгаситель зафиксирован в корпусе *1* базовой втулкой *14*. Резцовая головка *3* крепится к базовой втулке *14* тремя винтами *15*. Базовая втулка *14* фиксируется в корпусе *1* двумя диаметральными шпильками. На плоскостях контакта резцовой головки *3* с базовой втулкой *14* выполнены насечки. Координатная привязка расточной оправки в станке выполнена: продольное сечение по горизонтальной оси *Z*, поперечное сечение по горизонтальной оси *X* и вертикальной *Y*, в соответствии с рекомендациями ISO 841:2001.

Расточная оправка работает следующим образом. В процессе точения на расточную оправку действует сила сопротивления резанию, которая способствует деформации и изгибу оправки и одновременному прогибу и повороту стержней из металла, плотность которого выше плотности материала корпуса, при этом увеличивается коэффициент сопротивления упругой системы, приводящий к снижению амплитуды вибрации расточной оправки.

Расточная головка с виброгасителем представленной конструкции обеспечивает увеличение массы, осевое смещение центра тяжести расточной оправки и приближение его к плоскости резания. В результате чего происходит изменение собственной частоты расточной оправки и стабилизация вибрационного процесса в переходном и резонансном режимах работы.

Поглощение и рассеяние энергии колебательного процесса осуществляется в следующих парах трения: стержни *10* из материала повышенной плотности – микропорошок *11*, резцовая головка *3* – базовая втулка *14*. Кроме того, снижение амплитуды вибрации происходит в кольце из жесткой резины *12* и резиновых подушках *13* из мягкой резины.



Расточная оправка с демпфирующим элементом

Коэффициент передачи виброускорения от расточной оправки к заготовке в процессе растачивания отверстия снижается вследствие действия виброгасителя и наличия регламентного смещения центра тяжести оправки по оси *Z*.

Кроме того, центр тяжести расточной оправки смещен по:

– горизонтальной оси *X* на величину, определяемую по формуле

$$dx = \mu \cdot g/p^2,$$

где μ – коэффициент Пуассона обрабатываемого материала; *g* – ускорение земного притяжения; *p* – собственная поперечная частота оправки;

– вертикальной оси *Y* на величину, рассчитываемую по формуле

$$dy = r \cdot g/\omega^2,$$

где $r = a / j$ – коэффициент корреляции; *a* – ударная вязкость обрабатываемого материала, Дж/м^2; *j* – жесткость расточной оправки, Н/м; ω – вынужденная частота оправки.

Величина превышения лезвия расточной оправки по оси *Y* определяется при настройке станка по функции

$$y = PL^3 / 3EI,$$

где *P* – средняя сила сопротивления резанию; *L* – длина вылета оправки; *E* – модуль Юнга; *I* – осевой момент инерции сечения оправки.

3. Экспериментальные исследования процесса резания конструкционных сталей. Экспериментальные исследования сравнительной оценки расточной оправки выполнялись при растачивании трубы диаметром 128 мм с толщиной 14 мм из стали марки 30ХГСА твердостью 38 HRC при подаче $s = 0{,}12$ мм/об, частоте вращения $n = 150$ мин$^{-1}$, длине вылета оправки $L_1 = 185$ мм, на обрабатывающем центре токарной группы прецизионного класса модели SL20HE фирмы HAAS. Измерение пиковой амплитуды виброускорения в процессе растачивания осуществлялось сертифицированным акселерометром с метрологической поверкой модели ATT-9002 с датчиком, расположенным в зоне базирования оправки в гнезде револьверной головки. Инструментально измеренные пиковые амплитуды виброускорения при глубине точения 1,5 мм в первой серии эксперимента для новой оправки составили: $Av = 13, 16, 19, 24$ м/с^2 при загрузке станка по мощности 0,23 со среднеарифметическим значением $Av = 18$ м/с^2; а во второй серии: $Av_1 = 8, 9, 10, 11$ м/с^2 при загрузке 0,13 со средним значением $Av_1 = 9{,}5$ м/с^2. Для типовой оправки при загрузке станка 0,23 измеренная амплитуда виброускорения составила $Av_0 = 31, 53, 68, 78$ м/с^2 при среднем значении 57,5 м/с^2, что в 3 раза больше значения, полученного для экспериментальной расточной оправки. При чистовом точении наблюдалось снижение амплитуд вибрации до 6 раз. Контрольная оценка шероховатости проводилась по параметру Ra с использованием прибора TR220, которая составила 2,193 мкм при точении типовой оправкой и 1,184 мкм при обработке предложенной оправкой, что лучше в 1,85 раза.

Технический результат от использования расточной оправки: расширение номенклатуры и размеров деталей, повышение качества и производительности точения длинномерных деталей в виде тонкостенных труб, увеличение стойкости режущего инструмента.

Эффективность разработанной расточной оправки в операции точения обеспечивается:

– использованием демпфирующего устройства с дополнительной массой, расположенной внутри расточной оправки;

– регулированием потока коллективизированных электронов;

– наличием сменных головок под различные виды режущих пластин по стандартам ИСО;

– отсутствием дополнительной регулировки частоты колебания;

– наличием подвода охлаждающей жидкости в непосредственную зону резанья;

– концентрацией массы, создающей эффект гашения вибрации в зоне резанья процесса формообразования заданной поверхности.

Заключение. Выполненные исследования показали перспективность использования созданной конструкции расточной оправки с демпфирующим элементом в операциях прецизионной механической обработки материалов повышенной прочности и вязкости. Отличительными особенностями оправки, кроме конструктивных, является её способность ограничивать поток коллективизированных электронов термоЭДС в процессе точения конструкционных легированных сталей, что позволяет уменьшить сопротивление резанию. Одна из модификаций расточной оправки с демпфирующим элементом внедрена на базовом предприятии. Новая конструкция расточной оправки дает возможность использования режимов резания со скоростью рабочей подачи порядка 12 м/мин, что в 5–6 раз превышает существующие режимы прецизионного точения конструкционных легированных сталей в процессах типовой технологии.

Библиографические ссылки

1. Фрейденштейн Ф., Мейси Ж. П., Мейки Е. Р. Оптимальное одновременное уравновешивание вертикального и горизонтального моментов в быстроходных машинах // Конструирование и технология машиностроения : Труды американского общества инженеров-механиков, ASME. 1981. Т. 103, № 3. С. 9–15.

2. Кэннати-Асибу Е., Дорнфелд Д. А. Количественные соотношения для акустической эмиссии при ортогональном резании металлов // Конструирование и технология машиностроения : Труды американского общества инженеров-механиков, ASME. 1981. Т. 103, № 3. С. 152–163.

3. Лэ Д. Механика формообразования стружки при ортогональном резании // Теоретические основы инженерных расчетов : Труды американского общества инженеров-механиков, ASME. 1984. Т. 106, № 1. С. 10–17.

4. Раменская Е. В., Филиппов Ю. А. Управление вибрацией средств технологического оснащения : монография / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. 172 с.

5. Микляев П. Г., Нешпор Г. С., Кудряшов В. Г. Кинетика разрушения. М. : Металлургия, 1979. 279 с.

6. Трикамо С. Ж., Лоуэн Ж. Ж. Новый подход к созданию устройств для уравновешивания сил в плоских многозвенниках // Конструирование и технология машиностроения : Труды американского общества инженеров-механиков, ASME. 1981. Т. 103, № 3. С. 43–48.

7. Раменская Е. В., Филиппов Ю. А., Амельченко Н. А. Механизм генерирования и распространения вибрации в технологических машинах // Вестник СибГАУ. 2012. № 1 (41). С. 132–138.

8. Токадзи К., Андо З., Кодзима Т. Замедление роста усталостной трещины в малоуглеродистой стали в соленой воде // Теоретические основы инженерных расчетов : Труды американского общества инженеров-механиков, ASME. 1984. Т. 106, № 1. С. 44–49.

9. Янг Ж. Н., Донат Р. С. Статистика роста трещины в жаропрочном сплаве при действии длительной нагрузки // Теоретические основы инженерных расчетов : Труды американского общества инженеров-механиков, ASME. 1984. Т. 106. № 1. С. 81–86.

10. Суо Л., Уайли Е. Б. Комплексная скорость распространения волн и гидравлические переходные процессы в вязкоупругих трубах // Современное машиностроение : Труды американского общества инженеров-механиков, ASME. 1991. № 5. С. 156–160.

11. Коулман Н. В., Ходж Б. К., Тэйлор Р. П. Новая обработка эксперимента Шлихтинга по исследованию шероховатости поверхности // Теоретические основы инженерных расчетов : Труды американского общества инженеров-механиков, ASME. 1984. Т. 106, № 1. С. 131–137.

12. Повышение стойкости режущего инструмента методом электроизоляции / В. В. Медисон [и др.] // Технология машиностроения. 2012. № 10. С. 13–16.

13. Койетт Ж. П., Фейф К. Р. Усовершенствованный способ определения акустических собственных колебаний с помощью метода граничных элементов // Современное машиностроение : Труды американского общества инженеров-механиков, ASME. 1990. № 12. С. 133–140.

14. Пирз А. Д., Киль Г. Ж. Распространение упругих волн в тонкой цилиндрической оболочке, возбуждаемых сосредоточенными силами // Современное машиностроение : Труды американского общества инженеров-механиков, ASME. 1990. № 12. С. 140–147.

15. Уотс Д., Старки Ж. Оптимизация амплитуд колебаний элементов конструкции вязким демпфированием // Современное машиностроение : Труды американского общества инженеров-механиков, ASME. 1990. № 12. С. 89–95.

16. Расточная оправка : пат. на полезную модель RU / Латюк Д. В., Раменская Е. В., Филиппов Ю. А. № 129439. 2013.

References

1. Freydenshteyn F., Meysi Zh. P, Meyki E. R. [Optimum Balancing of Combined Pitchyng and Yawing Moments in High-Speed Machinery]. *Konstruirovanie i tekhnologiya mashinostroeniya. Trudy amerikanskogo obshchestva inzhenerov-mekhanikov, ASME.* 1981, Vol. 103, No. 3, P. 9–15 (In Russ.).

2. Kennati-Asibu E., Dornfeld D. A. [Quantitative Relationships for Acoustic Emission from Orthogonal Mettal Cutting]. *Konstruirovanie i tekhnologiya mashinostroeniya. Trudy amerikanskogo obshchestva inzhenerov-mekhanikov, ASME.* 1981, Vol. 103, No. 3, P. 152–163 (In Russ.).

3. Le D. [The Nature of Chip Formation in Orthogonal Machining]. *Teoreticheskie osnovy inzhenernykh raschetov. Trudy amerikanskogo obshchestva inzhenerov-mekhanikov, ASME.* 1984, Vol. 106, No. 1, P. 10–17 (In Russ.).

4. Ramenskaja E. V., Filippov Ju. A. *Upravlenie vibraytsiej sredstv tekhnologicheskogo osnashhenija: monografija*. [Control of vibration technical equipment: monograph]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2011, 172 p.

5. Mikljaev P. G., Neshpor G. S., Kudrjashov V. G. *Kinetika razrushenija* [The kinetics of destruction]. Moscow, Metallurgija Publ., 1979, 279 p.

6. Trikamo S. Zh., Louen Zh. Zh. [A New Concept for Force Balancing Machineg for Planar Linkages]. *Konstruirovanie i tekhnologiya mashinostroeniya. Trudy amerikanskogo obshchestva inzhenerov-mekhanikov, ASME.* 1981, Vol. 103, No. 3, P. 43–48 (In Russ.).

7. Ramenskaja E. V., Filippov Ju. A., Amelchenko N. A. [The mechanism of generation and propagation of vibration of the technological machines]. *Vestnik SibGAU.* 2012, No. 1 (41), P. 132–138 (In Russ.).

8. Tokadzi K., Ando Z., Kodzima T. [Fatigue Crack retardation of Low Carbon Steel in Salt water]. *Teoreticheskie osnovy inzhenernykh raschetov. Trudy amerikanskogo obshchestva inzhenerov-mekhanikov, ASME.* 1984, Vol. 106, No. 1, P. 44–49 (In Russ.).

9. Yang Zh. N., Donat R. S. [Statistics of Crack Growth of a SuperalloyUnder Sustained Load]. *Teoreticheskie osnovy inzhenernykh raschetov. Trudy amerikanskogo obshchestva inzhenerov-mekhanikov, ASME.* 1984, Vol. 106, No. 1, P. 81–86 (In Russ.).

10. Suo L., Uayli E. B. [Complex Wavespeed and Hydraulic Transients in Viscoelastic Pipes]. *Sovremennoe mashinostroenie Trudy amerikanskogo obshchestva inzhenerov-mekhanikov, ASME.* 1991, No. 5, P. 156–160 (In Russ.).

11. Koulman N. V., Khodzh B. K,, Teylor R. P. [A Be-Evaluation of Schlichtings Surface Roughness Experiment]. *Teoreticheskie osnovy inzhenernykh raschetov. Trudy amerikanskogo obshchestva inzhenerov-mekhanikov, ASME.* 1984, Vol. 106, No. 1, P. 131–137 (In Russ.).

12. Medison V. V., Pegashkin V. F., Golubev V. I. et al. [The increased resistance of the cutting tool by the method of electoisolation]. *Tehnologija mashinostroenija*. 2012, No. 10, P. 13–16 (In Russ.).

13. Koyett Zh. P., Feyf K. R. [An Improved Formulation for Acoustic Eigenmode Extraction from Boundary Element Models]. *Sovremennoe mashinostroenie. Trudy amerikanskogo obshchestva inzhenerov-mekhanikov, ASME.* 1990, No. 12, P. 133–140 (In Russ.).

14. Pirz A. D., Kil G. Zh. [Elastic Wave Propagation from Point Excitations on Thin-Walled Cylindrical Shells]. *Sovremennoe mashinostroenie Trudy amerikan-*

skogo obshchestva inzhenerov-mekhanikov, ASME. 1990, No. 12, P. 140–147 (In Russ.).

15. Uots D., Starki Zh. [Optimization of Rasponse Amplitudes Viscously Damped Structures]. *Sovremennoe mashinostroenie. Trudy amerikanskogo obshchestva inzhenerov-mekhanikov, ASME.* 1990, No. 12, P. 89–95 (In Russ.).

16. Latjuk D. V., Ramenskaja E. V., Filippov Ju. A. *Rastochnaja opravka*. [Boring bar]. Patent na poleznuju model RU, no. 129439, 2013.

© Раменская Е. В., Филиппов Ю. А., Латюк Д. В., 2014

УДК 539.422.24

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 249–255

АНАЛИЗ РОСТА РАССЛОЕНИЙ В КОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЯХ

С. А. Чернякин, Ю. В. Скворцов

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королева
(Национальный исследовательский университет)
Российская Федерация, 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34
E-mail: chernyakin-sa@mail.ru

Проводится численное исследование разрушения образцов из композиционного материала с расслоением в квазистатической и усталостной постановках. Цель работы заключается в изучении закономерностей развития расслоений в многослойных композиционных материалах при статической и циклической нагрузке. Для моделирования роста расслоения в реальной конструкции ввиду сложности геометрии и условий нагружения наиболее подходящим инструментом является метод конечных элементов. При этом для исследования рассматриваемой задачи удобно использовать модель когезионной зоны. Основываясь на контактном взаимодействии слоёв-оболочек, предлагается подход к моделированию конструкций из композиционных материалов с расслоением. Верификация данного подхода проводится на образцах-балках DCB (Double Cantilever Beam) и ENF (End Notched Flexure), конфигурации которых описаны в стандартах ASTM. Сравнивая полученные результаты после численного моделирования задачи о квазистатическом разрушении образца из композиционного материала с расслоением с данными зарубежных авторов, отмечается хорошее согласование.

Поскольку МКЭ-пакет ANSYS® позволяет моделировать лишь квазистатический рост расслоений, авторами был разработан алгоритм усталостного накопления повреждений на фронте расслоения, использующий стандартные возможности программы. Алгоритм основан на внесении повреждений в контактные элементы с помощью приложения дополнительных перемещений к узлам элементов в области предполагаемого развития расслоения. Проверка работоспособности предложенного алгоритма рассматривается на примере усталостного разрушения DCB-образца. Нагружение здесь осуществляется двумя противоположно направленными силами, приложенными к верхнему и нижнему слоям балки. Данные слои изготовлены из однонаправленного материала, армированного волокнами, которые ориентированы вдоль оси балки. Начальная длина расслоения равна расстоянию от точки приложения нагрузки до фронта дефекта. Полученные результаты хорошо согласуются с данными других авторов. На основании полученных данных сделан вывод о работоспособности и достаточной точности предложенного подхода к моделированию задачи о квазистатическом и усталостном разрушении образцов из композиционных материалов с расслоением.

Ключевые слова: расслоение, усталость, модель когезионной зоны, конечно-элементный анализ, многослойные композиты.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 249–255

ANALYSIS OF DELAMINATION PROPAGATION IN COMPOSITE STRUCTURES

S. A. Chernyakin, Yu. V. Skvortsov

Samara State Aerospace University
34, Moskovskoe shosse, Samara, 443086, Russian Federation
E-mail: chernyakin-sa@mail.ru

Numerical investigation of specimens fracture process of composite materials with delamination under quasistatic and fatigue case is performed. Objective of this work is to study regularities of delamination propagation in laminated composites under static and cyclic loading. Finite element method is the most appropriate apparatus for modeling of delamination propagation process at actual structure considering geometry complexity and loading conditions. Wherein CZM (cohesive zone model) is useful to investigate considered problem. Basing on the contact interaction of shell-layers, approach to modeling of structures of composite materials with delamination is proposed. Verification of this approach is carried out on the beam-samples DCB (Double Cantilever Beam) and ENF (End Notched Flexure), described in international standards ASTM. Good agreement is noted by comparing obtained results with data of foreign authors after numerical modeling of problem of quasistatic sample fracture of composite materials with delamination.

Fatigue damages implementation algorithm at delamination front, using standard capabilities of program, was developed, because CAE-system ANSYS® allows simulating quasistatic growth of delamination. Algorithm bases on damage introducing at contact elements through applying of additional displacements at assumed delamination propagation area. Efficiency examination of proposed algorithm was conducted by the example fatigue fracture of double cantilever beam. Loading is carried out by two opposite forces at the end, which are applied to upper and lower layers of beam. These layers were produced of unidirectional material, reinforced by fibers, which was oriented along the beam axis. Initial delamination length equals to distance from the loading point to the defect front. Obtained results are in good agreement with the data of other authors. Basing on received data we can conclude about efficiencyand sufficient accuracy of proposed algorithm to modeling quasistatic and fatigued fracture of samples of composite materials with delamination.

Keywords: delamination, fatigue, cohesive zone model, finite element analysis, laminated composite.

Введение. В композитных многослойных элементах конструкций часто встречаются дефекты типа расслоения, при которых нарушается связь между слоями, что нередко приводит к снижению их жёсткости и прочности. В условиях нормального отрыва (mode I) или сдвига (mode II) дефекты данного типа ведут себя примерно так же, как и трещины. Поэтому для задач расслоения обычно применяют методы линейной механики разрушения без каких-либо значительных изменений. Для характеристики напряжённо-деформированного состояния вблизи сингулярности можно воспользоваться конечным параметром механики разрушения – интенсивностью освобождения энергии G. Для нахождения данной величины часто используют метод виртуального закрытия трещины VCCT (Virtual Crack Closure Technique) [1–3].

В настоящее время одним из основных инструментов численного решения разнообразных задач математической физики, в том числе и задач моделирования роста расслоений, является метод конечных элементов [4; 5]. При этом использование интерфейсных элементов, основанных на модели когезионной зоны CZM (Cohesive Zone Model) [6–11], позволяет исследовать зарождение и развитие расслоения без задания начального дефекта и перестройки конечно-элементной сетки в процессе его распространения.

Одним из наиболее распространённых видов разрушения многих конструкций является усталостное разрушение, возникающее за счёт постепенного накопления повреждений при циклическом нагружении. Для задач многоцикловой усталости эффективнее применять подход к моделированию повреждений, основанный на использовании стратегии огибающей профиля нагружения [11; 12]. В данном случае в расчётах вместо реальной циклической нагрузки прикладываются лишь её максимальные значения.

В настоящей статье предлагается эффективный способ моделирования роста расслоений в слоистых композитах. Он основывается на CZM-подходе и реализован в CAE-системе ANSYS®. Его эффективность заключается в использовании элементов оболочки в сочетании с прикреплённым контактом, а также во внесении усталостных повреждений путём задания дополнительных перемещений, что позволяет рассматривать расслоения в реальных конструкциях, имеющих сложную геометрию.

Реализация усталостной модели когезионной зоны в МКЭ-программе. Численная схема CZM предназначена для моделирования эффектов так называемой зоны процесса разрушения FPZ (Fracture Process Zone) во время роста расслоения. Данная зона располагается непосредственно перед фронтом дефекта и имеет конечный размер в направлении распространения расслоения. Основу CZM составляет физическое соотношение, связывающее напряжение сцепления σ с раскрытием u взаимодействующих поверхностей расслоения и описывающее, по сути дела, диаграмму деформирования интерфейсного (когезионного) материала. Наиболее простой и часто используемой на практике является простейшая билинейная диаграмма, состоящая из двух участков (рис. 1).

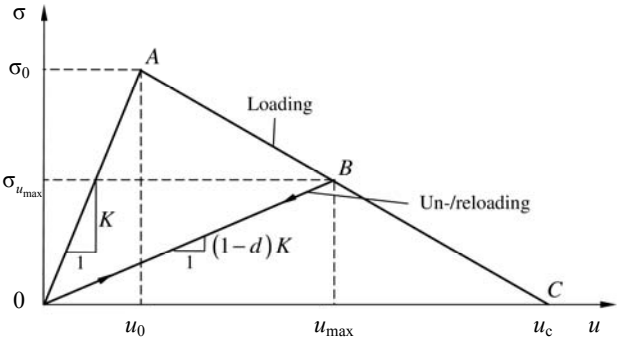


Рис. 1. Билинейная диаграмма деформирования

Вначале, когда относительное перемещение u не превышает значения u_0, материал ведёт себя линейно упруго, и его жёсткость определяется коэффициентом $K = \sigma_0 / u_0$. При $u = u_0$ напряжение сцепления достигает локального предела поверхностной прочности σ_0. Затем идёт участок разупрочнения материала, характеризуемый накоплением необратимых повреждений. В дальнейшем (после разрушения материала) σ не изменяется и остаётся равным нулю. Следует отметить, что площадь под диаграммой деформирования численно равна вязкости разрушения G_c.

При квазистатическом нагружении параметр повреждения d можно однозначно связать с максимальным относительным перемещением u_{max}, достигнутым за всю предыдущую историю нагружения:

$$d = \frac{u_c}{u_{max}} \cdot \frac{u_{max} - u_0}{u_c - u_0} . \quad (1)$$

Чтобы эта формула была справедливой не только для участка AC, но и для участка OA, минимальное значение u_{max} следует принять равным u_0.

При усталостном нагружении формулировка CZM должна учитывать деградацию свойств когезионного материала как функцию числа циклов N. Как отмечалось ранее, для задач многоцикловой усталости следует использовать стратегию огибающей профиля нагружения. Такая огибающая для отнулевого цикла с постоянной амплитудой показана на рис. 2. Здесь сначала прикладывается квазистатическая нагрузка, линейно возрастающая от нуля до максимального значения $P_{\max}$. Затем при постоянной нагрузке активизируется алгоритм накопления усталостных повреждений.

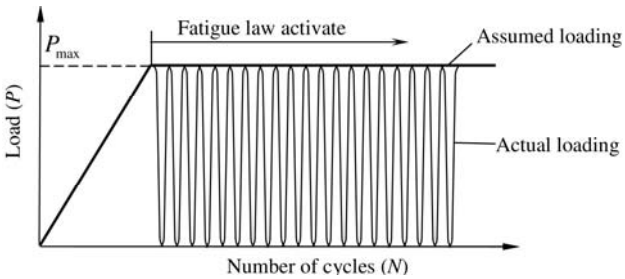


Рис. 2. Огибающая циклического нагружения

Для поцикловой скорости роста расслоения можно воспользоваться следующей формулой [11]:

$$\frac{da}{dN} = \sum_{e \in l_{\mathrm{FPZ}}} \frac{\partial l_d^e}{\partial N} = \frac{l_{\mathrm{FPZ}}}{l^e} \frac{\partial l_d}{\partial N}, \qquad (2)$$

где l^e – длина когезионного элемента e в направлении распространения расслоения; l^e_d – длина усталостной трещины в элементе e; $\partial l_d / \partial N$ – средняя скорость роста усталостных трещин; l_{FPZ} – длина зоны процесса разрушения, равная расстоянию от фронта дефекта до точки, где напряжение сцепления достигает максимума [13].

Если предположить, что отношение повреждённой длины элемента l^e_d к его полной длине l^e соответствует отношению рассеянной в этом элементе энергии к вязкости разрушения, то можно прийти к выражению

$$l_d^e = \frac{u_{\max}^e - u_0}{u_{\mathrm{c}} - u_0} l^e. \qquad (3)$$

Изменение параметра повреждения в когезионном элементе e в зависимости от числа циклов нагружения представим следующим образом [12; 14]:

$$\frac{\partial d^e}{\partial N} = \frac{\partial d^e}{\partial l_d^e} \frac{\partial l_d^e}{\partial N}. \qquad (4)$$

Первую производную здесь можно выразить как

$$\frac{\partial d^e}{\partial l_d^e} = \frac{\partial d^e}{\partial u_{\max}^e} \frac{\partial u_{\max}^e}{\partial l_d^e}. \qquad (5)$$

Согласно соотношению (1)

$$\frac{\partial d^e}{\partial u_{\max}^e} = \frac{u_{\mathrm{c}} u_0}{(u_{\max}^e)^2 (u_{\mathrm{c}} - u_0)}. \qquad (6)$$

Из формулы (3) можно записать

$$\frac{\partial u_{\max}^e}{\partial l_d^e} = \frac{u_{\mathrm{c}} - u_0}{l^e}. \qquad (7)$$

Подставляя выражения (6) и (7) в уравнение (5), получим

$$\frac{\partial d^e}{\partial l_d^e} = \frac{u_{\mathrm{c}} u_0}{(u_{\max}^e)^2 l^e}. \qquad (8)$$

Вместо $\partial l^e_d / \partial N$ будем использовать среднее значение, которое согласно уравнению (2) равно

$$\frac{\partial l_d}{\partial N} = \frac{l^e}{l_{\mathrm{FPZ}}} \frac{da}{dN}. \qquad (9)$$

Тогда с учётом выражений (8) и (9) соотношение (4) примет вид

$$\frac{\partial d^e}{\partial N} = \frac{u_{\mathrm{c}} u_0}{(u_{\max}^e)^2 l_{\mathrm{FPZ}}} \frac{da}{dN}. \qquad (10)$$

В качестве уравнения, описывающего поцикловую скорость роста дефекта, выберем одну из модификаций формулы Пэриса, предложенную в статье [15]:

$$\frac{da}{dN} = C \left(\frac{G_{\max}}{G_{\mathrm{c}}} \right)^{\frac{b}{1-R^2}}, \qquad (11)$$

где C и b – постоянные материала, определяемые экспериментально по кинетической диаграмме усталостного разрушения; $R = P_{\min} / P_{\max}$ – коэффициент асимметрии цикла; $P_{\min}$ и $P_{\max}$ – минимальное и максимальное значения циклической нагрузки; $G_{\max}$ – значение интенсивности освобождения энергии, соответствующее нагрузке $P_{\max}$.

Подставляя выражение (11) в уравнение (10), можно получить формулу для вычисления приращения параметра повреждения в рассматриваемом элементе e в зависимости от данного увеличения числа циклов:

$$\Delta d^e(\Delta N) = \frac{u_{\mathrm{c}} u_0}{(u_{\max}^e)^2 l_{\mathrm{FPZ}}} C \left(\frac{G_{\max}^e}{G_{\mathrm{c}}} \right)^{\frac{b}{1-R^2}} \Delta N. \qquad (12)$$

Описанная выше формулировка реализована в МКЭ-пакете ANSYS. Когезионную зону можно определять с использованием как интерфейсных, так и контактных элементов. При этом интерфейсными элементами можно соединять только элементы твёрдого тела, а контактными – ещё и оболочечные элементы. Второй подход представляется более предпочтительным, поскольку он даёт возможность рассматривать расслоения в реальных тонкостенных элементах конструкций сложной конфигурации.

Таким образом, эффективный метод моделирования дефектов данного типа заключается в следующем. Сначала задаются две совпадающие поверхности, которые будут представлять отсчётные поверхности двух соединяемых оболочек. Если в качестве таковых выбираются нижние поверхности, то нормали к ним должны быть направлены наружу. Данные поверхности покрываются одинаковыми сетками оболочечных элементов. Затем между ними в месте расположения начального расслоения определяется стандартный контакт. В оставшейся части, представляющей область возможного распространения дефекта, задаётся прикреплённый (bonded) контакт, причём для

установления когезионной зоны здесь необходимо с контактными элементами связать CZM-материал.

Алгоритм внесения усталостных повреждений в когезионные контактные элементы рассмотрим на примере I типа нагружения (нормальный отрыв). После выполнения очередного шага во всех узлах j каждого когезионного элемента e, расположенного вблизи фронта расслоения и ещё не полностью разрушенного (т. е. $u^e_{\max} \le u_c$), определяются относительные перемещения u^e_j. По ним рассчитывается среднее значение

$$u^e = \frac{1}{4}\sum_j u^e_j , \qquad (13)$$

характеризующее раскрытие дефекта в центре элемента.

Если $u^e > u_{th}$ (где u_{th} – пороговое значение), то для рассматриваемого элемента e с использованием найденного на предыдущем шаге значения $u^e_{\max}$ определяется параметр повреждения d^e_{old}. Далее вычисляется напряжение, после чего рассчитывается значение интенсивности освобождения энергии $G^e_{\max}$. Затем по формуле (12) определяется приращение Δd^e.

Это позволяет найти новое значение параметра повреждения:

$$d^e_{\text{new}} = d^e_{\text{old}} + \Delta d^e . \qquad (14)$$

Следует отметить, что в настоящей работе для задания изменений параметров повреждения когезионных элементов предлагается использовать дополнительные относительные перемещения. Для элемента e в соответствии с формулой (1) данное перемещение вычисляется как

$$\Delta u^e = \frac{u_c u_0}{u_c - d^e_{\text{new}}\left(u_c - u_0\right)} - u^e , \qquad (15)$$

которое назначается каждому из его узлов:

$$\Delta u^e_j = \Delta u^e . \qquad (16)$$

После определения перемещений для всех элементов, находящихся в зоне процесса разрушения, выполняется их осреднение в узлах:

$$\Delta u_j = \frac{1}{n}\sum_e \Delta u^e_j , \qquad (17)$$

где суммирование осуществляется по всем элементам из FPZ, сходящимся в узле j; n – общее число этих элементов.

Таким образом, каждый шаг накопления усталостных повреждений здесь состоит из двух шагов нагружения. Сначала к верхней и нижней оболочкам в соответствующих узлах в дополнение к уже имеющимся перемещениям прикладываются нормальные перемещения $\pm\Delta u_j / 2$ и для элементов e рассчитываются новые значения $u^e_{\max}$, характеризующие накопленные повреждения. Затем производится удаление такой дополнительной нагрузки.

Численные примеры. Проверка работоспособности предложенного способа моделирования роста расслоений в квазистатической постановке проводилась на образцах-балках DCB и ENF. Благодаря симметрии данных образцов здесь можно ограничиться рассмотрением лишь половины конструкции шириной $B/2$, задавая в плоскости симметрии соответствующие граничные условия. Во всех случаях моделирование слоёв осуществлялось при помощи оболочечных элементов SHELL181. Во всех примерах нормальная K_n и тангенциальная K_t контактные жёсткости взяты равными $1\cdot10^5$ Н/мм^3.

Для более точного определения несущей способности, а также для возможности исследования закритического поведения вместо приращений сил задавались приращения перемещений и вычислялись соответствующие реакции, характеризующие внешнюю нагрузку.

Результаты расчётов, выполненных в программе ANSYS®, сравнивались с решениями плоских задач, представленными в работах [1; 6], где моделирование рассматриваемых образцов осуществлялось с использованием двухмерных элементов плоского напряжённого состояния.

DCB-образец. DCB (Double Cantilever Beam) – образец в виде двухслойной консольной балки с начальным расслоением длиной a_0 на свободном конце, нагруженный двумя противоположно направленными силами P, приложенными к верхнему и нижнему слоям (рис. 3). Он предназначен для экспериментального определении вязкости разрушения G_{Ic} для I типа деформирования.

Используемые в расчётах свойства материала и размеры DCB-образца представлены в табл. 1 [6]. Предполагается, что слои балки изготовлены из однонаправленного материала, армированного волокнами, которые ориентированы вдоль её оси.

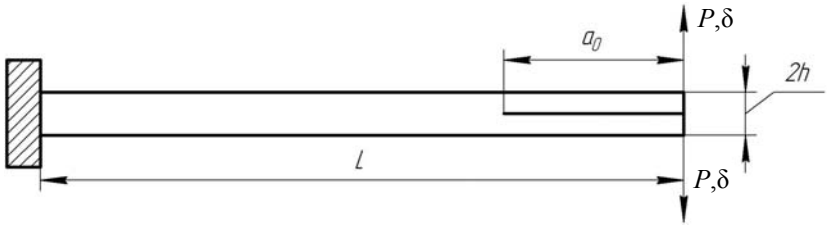


Рис. 3. DCB-образец

Таблица 1

Свойства материала и размеры DCB-образца [6]

E_1, ГПа	E_2, ГПа	G_{12}, ГПа	ν_{12}	G_{Ic}, Н/мм	σ_0, МПа	L, мм	a_0, мм	$2h$, мм	B, мм
135,3	9,0	5,2	0,24	0,28	11,4	100	30	3	20

Таблица 2

Свойства материала и размеры ENF-образца [6]

E, ГПа	ν	G_{IIc}, Н/мм	τ_0, МПа	L, мм	a_0, мм	$2h$, мм	B, мм
70	0,33	1,45	57	100	30	3	10

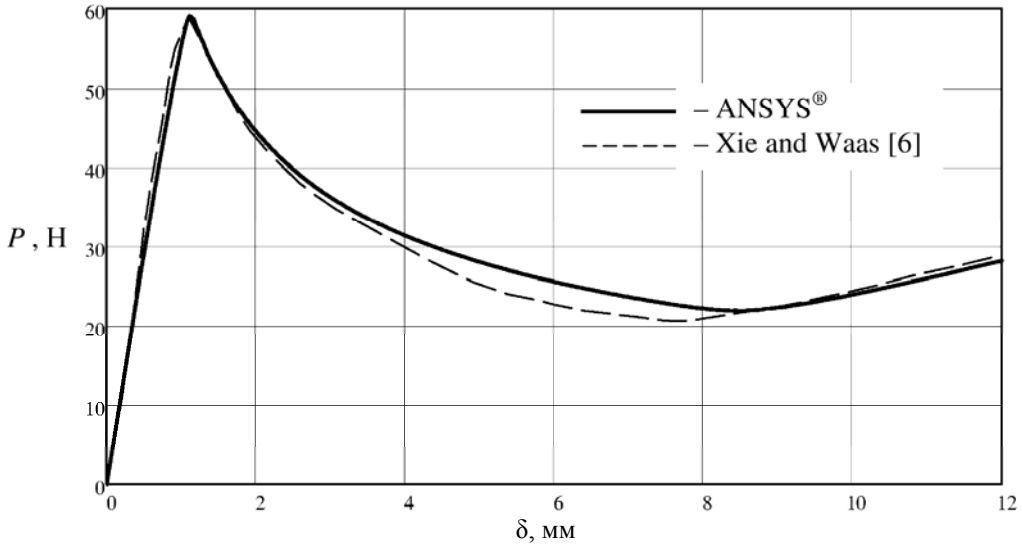


Рис. 4. Зависимость «нагрузка–перемещение» для DCB-образца

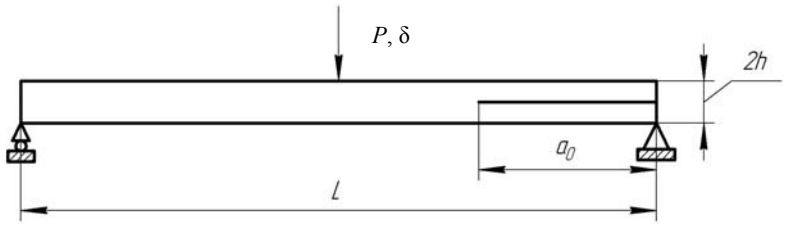


Рис. 5. ENF-образец

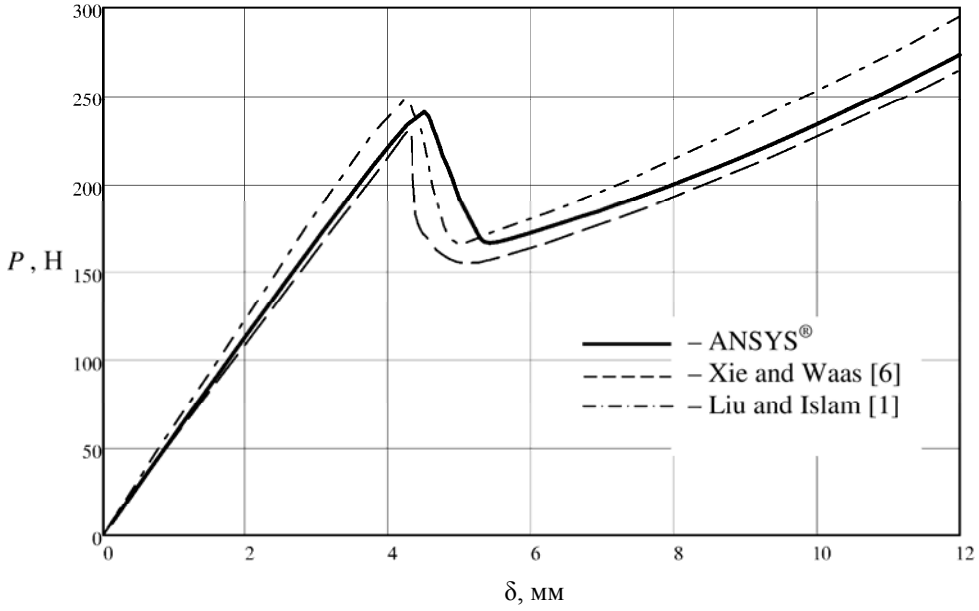


Рис. 6. Зависимость «нагрузка–перемещение» для ENF-образца

Результаты расчётов приведены на рис. 4 в виде зависимости силы P от перемещения точки её приложения δ. При этом сплошная кривая соответствует решению, полученному с помощью программы ANSYS®, а штриховая линия представляет результаты работы [6].

ENF-образец. ENF (End Notch Flexure) – трёхточечный изгиб двухслойной балки с начальным концевым расслоением (рис. 5). Данная конфигурация соответствует II типу деформирования и обычно используется для экспериментального определении G_{IIc}. Свойства материала и размеры исследуемого образца приведены в табл. 2 [6]. Следует отметить, что для такого образца при задании в программе ANSYS® свойств CZM-материала параметр β (flag for tangential slip under compressive normal contact stress) нужно положить равным 1. Результаты расчётов представлены на рис. 6.

В качестве примера оценки долговечности изделий из композиционного материала с расслоением рассмотрим усталостное разрушение DCB-образца [12]. Он изготовлен из двух слоёв углепластика и имеет следующие размеры: L = 125 мм; a_0 = 47 мм; $2h$ = 5,4 мм; B = 25 мм. Упругие свойства однонаправленных слоёв углепластика приведены в табл. 3. Как и в работе [12], предполагается, что G_{Ic} = 0,43 Н/мм и σ_0 = 30 МПа, а параметры модифицированного закона Пэриса (11) равны C = 16/25 = 0,64 мм/цикл и b = 6,0.

Рассматривается отнулевой цикл нагружения (R = 0) с постоянной амплитудой, когда сила P изменяется по гармоническому закону в пределах от нуля до максимального значения P_{max} = 75 Н.

Таблица 3

Упругие свойства углепластика

E_1 = 150 ГПа	ν_{12} = 0,34	G_{12} = 4,315 ГПа
E_2 = 8,819 ГПа	ν_{13} = 0,34	G_{13} = 4,315 ГПа
E_3 = 8,819 ГПа	ν_{23} = 0,38	G_{23} = 3,200 ГПа

Помимо этих данных примем также, что коэффициент жёсткости когезионного материала K составляет $1\cdot10^5$ Н/мм^3, а пороговое значение раскрытия u_{th} равно u_0, где

$$u_0 = \frac{\sigma_0}{K} = \frac{30}{1\cdot10^5} = 3\cdot10^{-4} \text{ мм}.$$

Следуя стратегии огибающей профиля нагружения, на первом этапе прикладывалась квазистатическая нагрузка, линейно возрастающая от нуля до P_{max}. Затем на втором этапе при постоянной нагрузке P_{max} активизировался алгоритм внесения усталостных повреждений.

На рис. 7 сплошной линией представлены результаты, рассчитанные в программе ANSYS по описанной выше методике, а штриховая линия соответствует решению плоской задачи, полученному в работе [12]. Видно, что, как и в статье [12], в нашем случае долговечность рассматриваемого образца составляет около 70000 циклов.

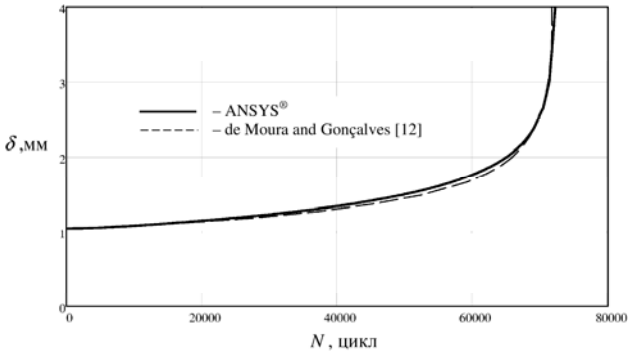


Рис. 7. Изменение относительного перемещения точек приложения сил как функция числа циклов нагружения

Заключение. Таким образом, представленные выше результаты позволяют сделать вывод о работоспособности и достаточной точности предложенного подхода моделирования задачи о квазистатическом и усталостном разрушении образцов из композиционных материалов с расслоением. Он реализован в CAE-системе ANSYS® на базе её стандартных возможностей, что упрощает его применение. Использование для моделирования слоёв оболочечных элементов, взаимодействующих посредством прикреплённого контакта, обладающего свойствами CZM-материала, позволяет с его помощью рассматривать расслоения в реальных тонкостенных конструкциях.

Благодарности. Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ в рамках базовой части государственного задания. Числовые результаты, представленные в работе, были получены с использованием ресурсов суперкомпьютерного центра СГАУ.

Acknowledgements. The study was supported by the Ministry of Education and Science of the Russian Federation. The data given in the work were got with the help of the resources of the supercomputer centre SGAU.

References

1. Liu P. F., Islam M. M. A nonlinear cohesive model for mixed-mode delamination of composite laminates. *Composite Structure,* 2013, Is. 106, p. 47–56.

2. Krueger R. The virtual crack closure technique: history, approach and applications. *Applied Mechanics Reviews,* 2013, Is. 57(1–2), p. 109–143.

3. Senthil K., Arockiarajan A., Palaninathan R., Santhosh B., Usha K. M. Defects in composite structures: Its effects and prediction methods – A comprehensive review. *Composite Structure,* 2013, Is. 106, p. 139–149.

4. Landry B., La Plante G. Modeling delamination growth in composites under fatigue loadings of varying amplitudes. *Composites Part,* 2012, Is. 43(2), p. 533–541.

5. Muñoz J. J., Galvanetto U., Robinson P. On the numerical simulation of fatigue driven delamination with interface elements. *International Journal of Fatigue,* 2006, Is. 28(10), p. 1136–1146.

6. Xie D., Waas A. M. Discrete cohesive zone model for mixed-mode fracture using finite element analysis.

Engineering Fracture Mechanics, 2006, Is. 73, p. 1783–1796.

7. Chandra N., Scheider I., Ghomen K. H. Some issues in the application of cohesive zone models for metal-ceramic interfaces. *International Journal of Solids and Structures*, 2002, Is. 39 (11), p. 2827–2855.

8. Cornec A., Scheider I., Schwalbe K.H. On the practical application of the cohesive model. *Engineering Fracture Mechanics*, 2003, Is. 70, p. 1963–1987.

9. De Borst R. Numerical aspects of cohesive zone models. *Engineering Fracture Mechanics*, 2003, Is. 70, p. 1743–1757.

10. Yang Q. D., Cox B. N. Cohesive models for damage evaluation in laminated composites. *International Journal of Fracture*, 2005, Is. 133, p. 107–137.

11. Harper P. W., Hallet S. R. A fatigue degradation law cohesive interface elements – Development and application to composite materials. *International Journal of Fatigue*, 2010, no. 32(11), p. 1774–1787.

12. De Moura MFSF., Gonçalves JPM. Cohesive zone model for high-cycle fatigue of adhesively bonded joints under mode I loading. *International Journal of Solids and Structures*, 2014, Is. 51, p. 1123–1131.

13. Naghipour P., Bartch M., Vonggenreiter H. Simulation and experimental validation of mixed mode delamination in multidirectional CF/PEEK laminates under fatigue loading. *International Journal of Solids and Structures,* 2011, Is. 48, p. 1070–1081.

14. Turon A, Costa J, Camanho P. P., Dãvila C. G. Simulation of delamination in composites under high-cycle fatigue. *Composites Part A*, 2007, no. 38(11), p. 2270–2282.

15. Li C., Teng T., Wan Z., Li G., Rans C. Fatigue delamination growth for an adhesively-bonded composite joint under mode I loading. *27th ICAF Symposium*. Jerusalem, June 2013.

© Чернякин С. А., Скворцов Ю. В., 2014

Раздел
Part
4

ЭКОНОМИКА

ECONOMICS

УДК 65

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 258–263

БИЗНЕС-ПРОЦЕССЫ УПРАВЛЕНИЯ РЫНОЧНЫМ ПОВЕДЕНИЕМ ПРЕДПРИЯТИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

О. И. Антамошкина[1], З. А. Авласко[2]

[1]Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: antamoshkina@yandex.ru
[2]Красноярский государственный аграрный университет
Российская Федерация, 660049, г. Красноярск, ул. Мира, 90
E-mail: avlasko_z@mail.ru

Исследуются проблемы управления рыночным поведением российских предприятий аэрокосмической отрасли при внедрении процессного подхода. Подчеркивается важность управления рыночным поведением предприятия с точки зрения эффективности системы создания и предоставления ценности. Предлагается за отправную точку при формировании бизнес-процессов принять, с одной стороны, обеспечение роста стоимости компании через непрерывное улучшение ее деятельности, а с другой стороны, повышение удовлетворенности потребителей, что позволяет определить спектр показателей, от которых необходимо формировать всю пирамиду процессов. Описываются основные этапы внедрения процессного подхода в управлении рыночным поведением предприятия – производителя космической техники. Результаты исследования имеют важное значение для предприятий аэрокосмической отрасли, поскольку использование процессного подхода и реинжиниринга является доступным и наиболее эффективным способом управления рыночным поведением предприятий.

Ключевые слова: бизнес-процессы, управление рыночным поведением, проблемы реинжиниринга бизнес-процессов, процессный подход.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 258–263

PROBLEMS OF BUSINESS PROCESS REENGINEERING OF MARKET BEHAVIOR OF ENTERPRISES IN THE EXTERNAL ENVIRONMENT

O. I. Antamoshkina[1], Z. A. Avlasko[2]

[1]Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation
E-mail: antamoshkina@yandex.ru
[2]Krasnoyarsk State Agrarian University
90, Mira Av., Krasnoyarsk, 660049, Russian Federation
E-mail: avlasko_z@mail.ru

The article emphasizes the importance of market behavior of the aerospace enterprises in terms of the effectiveness of the system of value creating and delivering. Optimization of business-architecture, implementation of the process approach and ensuring of a high adaptability process of value creating and delivering are identified as key tasks for all of the aerospace company's management.

On the basis of the practice of implementation of the process approach in Russian aerospace enterprises the main problems in the construction of business processes of market behavior are described. The most difficult moments of the implementation of the process approach to the management of the enterprise market behavior are identified: a narrow understanding of the business processes of strategic management; the complexity of establishing of a system of indicators to measure the effectiveness of processes; lack of relevance of the existing system of management accounting information needs necessary for strategic and operational decisions; delayed result of the company in the market; insufficient attention to the construction of the active monitoring of the environment and risk management and, as a consequence, flexible review and audit business development strategies; set of conditions internal and external environment (type of activity, organizational and legal form, industry, corporate culture, resources and capabilities, and so on.) of each of organization to create standard rules of market behavior; serious dependence of the efficiency of business processes for managing market behavior of the whole system of management of the company. What's more, the basic problems of the implementation of the process approach to the overall management system of the enterprise are defined.

The article describes the main stages of implementation of the process approach to the management of market behavior of aerospace enterprises aimed at the continuous improvement activity in the market and enhance customer satisfaction and characteristics of each of the steps.

Keywords: business processes, management of market behavior, the problem of business process reengineering, process approach.

Введение. Эволюция рыночного управления предприятием привела к пониманию его как системы, направленной на цепочку создания и предоставления ценности. Повышение эффективности этой системы является ключевой задачей всего менеджмента предприятия [1; 2].

Анализ деятельности российских предприятий – производителей космической техники позволяет сказать, что резервы повышения конкурентоспособности и эффективности деятельности этих предприятий находятся в сфере оптимизации бизнес-архитектуры, внедрения процессного подхода и обеспечения высокой адаптивности процессов создания и предоставления ценности [2].

На основании существующего анализа практики внедрения процессного подхода на предприятиях аэрокосмической отрасли в России [2; 3] можно сказать, что построение системы бизнес-процессов управления рыночным поведением является достаточно сложной и трудоемкой задачей. Большинство предприятий уделяют мало внимания фундаменту всего менеджмента – повышению результативности цепочки создания ценности. Однако текущая ситуация на рынке подталкивает предприятия и государство к поиску решений [4–6]. В общем виде основные проблемы построения бизнес-процессов, влияющих на управление рыночным поведением, связаны с причинами:

– слишком узкое понимание бизнес-процессов стратегического управления (предположение возможности решения подобных задач на уровне одного функционального подразделения);

– сложность создания системы показателей оценки результативности процессов;

– отсутствие релевантности существующей системы управленческого учета потребности в информации, необходимой для принятия стратегических и оперативных решений;

– отсроченный результат деятельности предприятия на рынке;

– недостаточное внимание к построению системы активного мониторинга внешней среды и риск-менеджмента и, как следствие, гибкого пересмотра и аудита стратегий развития бизнеса;

– совокупность условий внутренней и внешней среды (тип деятельности, организационно-правовая форма, отрасль, корпоративная культура, ресурсы и возможности и пр.) каждого предприятия не позволяет создать типовые правила управления рыночным поведением;

– серьезная зависимость эффективности бизнес-процессов управления рыночным поведением от всей системы менеджмента предприятия.

Также накладывают свой отпечаток базовые проблемы, возникающие при использовании процессного подхода на предприятиях [3]:

– необходимость серьезных изменений в организационной структуре;

– выделение и описание процессов, не отражающих реальную деятельность предприятия;

– необходимость создания системы обратной связи и постоянного улучшения процессов;

– серьезная зависимость эффективности процессов от владельцев процессов (поскольку управление смешанными в функциональном смысле командами требует высокого уровня компетенций);

– необходимость создания системы ранжирования задач для исполнителей, участвующих в нескольких процессах;

– отсутствие развитой корпоративной культуры (поскольку требуется процесс вовлечения всей команды) и системы обучения персонала;

– превращение процессного подхода в бюрократизм и формализм;

– длительность циклов согласования регламентов и излишнее дробление процессов;

– высокие требования к форме и содержанию регламентирующей документации;

– часто запутанная и сложная система взаимосвязи KPI (ключевые показатели деятельности) конкретного сотрудника с целями предприятия, отсутствие четкой, простой и понятной связи результатов труда сотрудника с материальной и нематериальной мотивацией;

– отсутствие времени у владельцев процессов на отладку бизнес-процессов (часто подобная работа не предусматривается лимитом рабочего времени);

– отсутствие эффективной системы управления нагрузкой сотрудников и показателями исполнения задач (как скорости, так и качества исполнения) в режиме реального времени;

– низкий уровень развития системы поддержки принятия решений на всех уровнях менеджмента;

– высокая стоимость внедрения процессного подхода.

Бизнес-процесс управления рыночным поведением. За отправную точку при построении данных процессов необходимо принять, с одной стороны, обеспечение роста стоимости компании через непрерывное улучшение ее деятельности, а с другой стороны, повышение удовлетворенности потребителей; тогда становится логически понятным спектр показателей, от которых необходимо формировать всю пирамиду процессов. Рассматривая бизнес-процессы управления рыночным поведением через подобную призму, можно выделить циклические этапы, схожие с циклом Деминга–Шухарта (рис. 1).

Рис. 1. Этапы построения бизнес-процессов

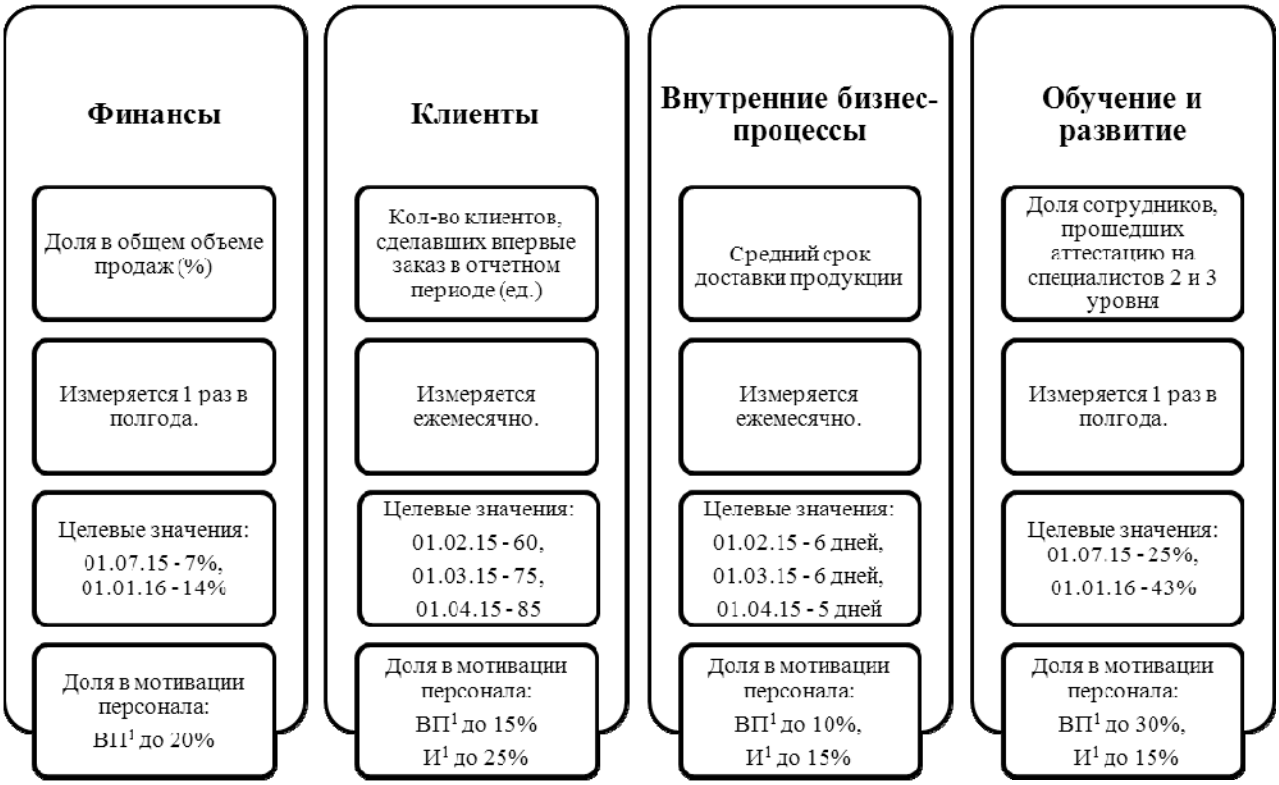
1. Диагностика текущего состояния бизнес-процессов. Этап направлен на выявление нерегламентированных текущих и полностью отсутствующих процессов, влияющих на рыночное поведение предприятия. Работу по данному этапу предпочтительней проводить топ-менеджменту самостоятельно, поскольку передача полномочий на нижестоящий уровень может привести к процессам противодействия, замалчивания информации, разработке неэффективной для предприятия системы оценки результативности процессов. Привлечение специалистов более низкого уровня предпочтительно только в качестве экспертов. Регламентированные текущие процессы анализируются на этапе 4 «Аудит бизнес-процессов».

1.1. Сбор информации. На данном этапе необходимо собрать информацию о текущих и возможных бизнес-процессах компании. При этом все процессы необходимо разделить на две группы – стратегические процессы (аналитическая функция) и тактические (ориентация на действия). Ответственность за результативность стратегических процессов необходимо закрепить на самом высшем уровне управления предприятием.

На этом этапе необходимо как можно шире описать возможные процессы для выявления слабых мест или полностью отсутствующих процессов. Будет более эффективным, если на этом этапе провести оценку бизнес-процессов конкурентов по открытой информации либо с использованием метода «таинственный покупатель». После сбора информации, с учетом факторов внутренней и внешней среды, возможностей и ресурсов предприятия, необходимо определить целесообразность включения выявленных процессов в систему менеджмента предприятия.

1.2. Оценка бизнес-процессов. Для выявленных и нерегламентированных текущих процессов необходимо описать цели, показатели результативности, периодичность измерения, определить владельца процесса, ответственных лиц за сбор, анализ показателей и размещение в управленческом учете, разработать целевые значения по периодам планирования. Формирование показателей оценки эффективности бизнес-процесса должно базироваться на принципах объективности, комплексности, системности, точности измерения, относительной простоты измерения и возможности регулярного измерения. Также важным моментом является релевантность показателей по отношению к целям всего предприятия (метод построения системы сбалансированных показателей BSC) и достаточная мотивирующая сила показателя, стимулирующая владельца процесса на создание наиболее результативного решения. Итоговая система показателей должна опираться на ключевые перспективы предприятия – «финансы», «клиенты», «обучение и развитие», «внутренние бизнес-процессы» и быть понятной исполнителям и владельцам процесса (рис. 2).

2. Ранжирование бизнес-процессов. Поскольку ресурсы любого предприятия имеют ограниченную природу, необходимо провести ранжирование текущих и выявленных бизнес-процессов, используя правило Парето (20 % процессов влияют на 80 % результатов деятельности предприятия). Безусловно, это не означает отказ от деятельности по остальным бизнес-процессам – данная операция позволит более эффективно подготовить планы внедрения и систему ранжирования задач для исполнителей. На этом этапе будет эффективным создание смешанной команды для подготовки решения из топ-менеджеров, владельцев основных бизнес-процессов и специалистов подразделения маркетинга и продаж.



[1] ВП – владелец процесса, И – исполнитель. Ко всем сотрудникам применяется одинаковый коэффициент корректировки премии при выполнении плановых показателей в отчётном периоде: при выполнении на 100 % и более – 1,1; 90–99,9 % – 0,85; 80–89,9 % – 0,7

Рис. 2. Пример описания показателей

3. Внедрение, регламентация и отладка процессов. На этом этапе необходимо передать утвержденному владельцу процесса полномочия по внедрению и регламентации процесса. Руководителям предприятия необходимо составить календарный план внедрения процесса в общую систему менеджмента (настройки причинно-следственных связей с другими процессами) и регламентации, с учетом средней длительности цикла согласования на предприятии. Классическая схема описания бизнес-процессов предусматривает этапы [5–15]:

– описание «как есть»;

– получение реального опыта, проведение анализа, улучшение и поиск оптимального решения;

– описание процесса «как должно быть».

Наиболее эффективно будет начать со схематичного описания процесса и далее приступить к более детальной постановке процесса. После реального опыта операций по процессу необходимо приступить к регламентации и включению показателей процесса в мотивацию персонала. При этом необходимо учитывать, что внедрение новых процессов всегда сопровождается ломкой старых связей и созданием новых, выявлением новых или дополнительных требований к другим бизнес-процессам, а это, как показывает российская практика, порождает подчас непреодолимые трения между стейкхолдерами [2; 3]. Для снятия организационного напряжения необходимо в календарном плане запланировать мероприятия для проведения совещаний по подобным вопросам.

Исполнителями этапа могут быть руководители и сотрудники подразделений; ответственными за соответствие внутренним требованиям описаний бизнес-процессов – отдел документационного обеспечения; согласующими лицами – директор по маркетингу, финансовый директор или владельцы по смежным бизнес-процессам, директор по развитию; контролирующими лицами – генеральный директор или его первый заместитель.

После завершения создания регламентирующей документации процесса необходимо обеспечить владельцу процесса возможность провести отладку процесса (проверка результативности процесса, поиск узких мест, сбор обратной связи от смежных процессов и исполнителей процессов и пр.); длительность этапа зависит от многих факторов и может длиться от 2 до 6 месяцев.

4. Аудит бизнес-процессов. На данном этапе необходимо составить плановый график и определить цели аудита бизнес-процессов. Целями аудита бизнес-процессов по управлению рыночным поведением могут быть как общие цели аудита при процессном подходе, так и специфические (рис. 3).

Типовые цели (исполнители - сотрудники предприятия)

- Проверка текущих бизнес-процессов на соответствие регламентирующей документации;
- Проверка прозрачности организационной структуры;
- Оценка соответствия компетенций исполнителей заявленным целевым показателям процесса;
- Поиск узких мест процессов;
- Достаточность ресурсов для исполнения процесса;
- Оценка оптимальности последовательности процедур, промежуточных результатов, планирования, учета и контроля процесса.

Специфические цели (исполнители - сторонние эксперты)

- Оценка результативности: управления цепочками создания ценности; управления ресурсами; проведения маркетинговых исследований и их влияние на снижение рисков при принятии решений; сбытовой, ассортиментной и коммуникативной политики и проч.
- Оценка инфраструктуры маркетинга;
- Скорость реагирования процессов на изменения внешней среды;
- Оценка влияния бизнес-процессов на стоимость компании.

Рис. 3. Примеры целей аудита бизнес-процессов управления рыночным поведением

В связи с высокой значимостью результатов аудита по специфическим целям рекомендуется для повышения эффективности привлекать сторонних специалистов, которые могут провести всестороннее и независимое исследование процессов. В случае выявления существенных отклонений в работе процессов рекомендуется провести полный цикл работ по реинжинирингу процессов (с этапа 1 «Диагностика текущего состояния бизнес-процессов»), при несущественных отклонениях можно начать работу с этапа 3 «Внедрение, регламентация и отладка процессов». Оптимальный плановый период полного цикла работ по реинжинирингу процессов управления рыночным поведением один раз в 2–3 года.

Заключение. Описанный механизм имеет схематичный характер и, безусловно, требует дополнительных исследований в сфере методологии исполнения задач по каждому из этапов. В статье преследовалась цель закрепить восприятие построения бизнес-процессов как доступного и простого способа управления рыночным поведением предприятия – производителя космической техники. Внедрение модели реинжиниринга, направленного на повышение стоимости компании через непрерывное улучшение качества бизнес-процессов управления рыночным поведением предприятий, с одной стороны, и повышение удовлетворенности потребителей, с другой стороны, даст ее руководству и собственникам четкое видение всех процессов в компании, а также конечного результата всей деятельности.

Библиографические ссылки

1. Боков С. И. Теория менеджмента в XX в. и проблемы ее развития в современных условиях. Секция 1 // Материалы 15 Всерос. симпозиума / под ред. чл.-кор. РАН Г. Б. Клейнера. 15–16 апр. 2014, г. Москва. М. : ЦЭМИ РАН, 2014. 199 с.

2. Практика и проблематика моделирования бизнес-процессов / Е. И. Всяких [и др.]. М. : ДМК Пресс : АйТи, 2008. 246 с. : ил. (Сер. «ИТ-Экономика»).

3. Репин В. В., Елиферов В. Г. Процессный подход к управлению. Моделирование бизнес-процессов / В. Репин, В. Елиферов. М. : Манн, Иванов и Фербер, 2013. 544 с.

4. Доклад «О состоянии делового климата в России в 2010–2013 годах» [Электронный ресурс] // Российский союз промышленников и предпринимателей. URL: http://рспп.рф/library/section/7 (дата обращения: 01.09.2014).

5. Бойко А. А., Бахмарева Н. В. Инструменты процессно-ориентированного управления воспроизводством основных фондов предприятий ракетно-

космической промышленности // Вестник СибГАУ. 2011. Вып. 2 (34). С. 181–185.

6. Бойко А. А., Бахмарева Н. В. Инструменты процессно-ориентированного управления воспроизводством основных фондов на предприятиях ракетно-космической промышленности : монография / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2012.

7. Менеджмент процессов / пер. с нем. под ред. Й. Беккера, Л. Вилкова, В. Таратухина, М. Кугелева, М. Роземанна. М. : Эксмо, 2007. 384 с. (Сер. «Качественный менеджмент»).

8. Андерсен Бьёрн. Бизнес-процессы. Инструменты совершенствования / пер. с англ. С. В. Ариничева ; науч. ред. Ю. П. Адлер. М. : РИА «Стандарты и качество», 2003. 272 с. : ил. (Сер. «Практический менеджмент»).

9. Робсон М., Уллах Ф. Практическое руководство по реинжинирингу бизнес-процессов / пер. с англ. под ред. Н. Д. Эриашвили. М. : Аудит: ЮНИТИ, 1997. 224 с.

10. Джеффри М. Маркетинг, основанный на данных: 15 показателей, которые должен знать каждый / пер. с англ. П. Миронова. М. : Манн, Иванов и Фербер, 2013. 369 с. : ил.

11. Харрингтон Д., Эсселинг К. С., Нимвеген Х. Ван. Оптимизация бизнес-процессов. Документирование, анализ, управление, оптимизация СПб. : Азбука, 2002. 171 с.

12. Кондратьев В. В., Лоренц В. Я. Даешь инжиниринг! 2-е изд., перераб. и доп. М. : Эксмо, 2007. 173 с. (Сер. «Навигатор для профессионала»).

13. Кондратьев В. В. Проектируем корпоративную архитектуру. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Эксмо, 2007. 460 с. (Сер. «Навигатор для профессионала»).

14. Шеер А.-В. Бизнес-процессы. Основные понятия. Теория. Методы. 2-е изд., перераб. и доп. М. : АОЗТ «Просветитель», 1999. 151 с.

15. Тельнов Ю. Ф. Реинжиниринг бизнес-процессов. Компонентная методология. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Финансы и статистика, 2004. 460 с. : ил.

References

1. Bokov S. I. [Management theory in the twentieth century and problems of its development in modern conditions]. *Sektsiya 1. Materialy Pyatnadtsatogo vserossiyskogo simpoziuma "Strategicheskoe planirovanie i razvitie predpriyatiy". Pod redaktsiey chlena-korrespondenta Rossiyskoy Akademii Nauk G. B. Kleynera* [Section 1 of the Fifteenth All-Russian Symposium Proceedings "Strategic Planning and Business Development", Edited by Corresponding Member of the Russian Academy of Sciences, G. B. Kleiner]. Moscow, Tsentral'ny ekonomiko-matematicheskiy institut Publ., 2014, p. 37–39 (In Russ.).

2. Vsyakikh E. I., Zueva A. G., Noskov B. V., Kiselev S. P., Sidorenko E. V., Slyusarenko A. I., Tresko I. A. (obshchaya redaktsiya). *Praktika i problematika modelirovaniya biznes-protsessov* [Practice and problems of business process modeling]. Moscow, DMK Press Publ., 2008, 246 p.

3. Repin V. V., Eliferov V. G. *Protsessny podkhod k upravleniyu. Modelirovanie biznes-protsessov* [Process approach to management. Business Process Modeling]. Moscow, Mann, Ivanov i Ferber Publ., 2013, 544 p.

4. Rossiyskiy soyuz promyshlennikov i predprinimateley. *Doklad "O sostoyanii delovogo klimata v Rossii v 2010-2013 godakh"* [Report "On the state of the business climate in Russia in 2010-2013"]. (In Russ.). Available at: http://рспп.рф/library/section/7 (accessed 01.09.2014).

5. Boyko A. A., Bakhmareva N. V. [Tools for process-oriented reproductive management of fixed assets of enterprises of space industry]. *Vestnik SibGAU.* 2011, no. 2 (34), p. 181–185 (In Russ.).

6. Boyko A. A., Bakhmareva N. V. *Instrumenty protsessno-orientirovannogo upravleniya vosproizvodstvom osnovnykh fondov na predpriyatiyakh raketno-kosmicheskoy promyshlennosti* [Tools for process-oriented reproductive management of fixed assets in the rocket and space industry]. Krasnoyarsk, Sibirskiy gosudarstvennyy aerokosmicheskiy universitet Publ., 2012.

7. Bekker Y., Vilkov L., Taratukhin V., Kugelev M., Rozemann M. (obshchaya redaktsiya) *Menedzhment protsessov* [Management processes]. Moscow, Eksmo Publ., 2007, 384 p.

8. Andersen B'ern *Biznes-protsessy. Instrumenty sovershenstvovaniya* [Business processes. Improvement Tools]. Adler, RIA "Standarty i kachestvo" Publ., 2003, 272 p.

9. Robson M., Ullakh F. *Prakticheskoe rukovodstvo po reinzhiniringu biznes-protsessov* [A Practical Guide to Business Process Reengineering]. Moscow, Audit, YuNITI Publ., 1997, 224 p.

10. M.Dzheffri. *Marketing, osnovannyy na dannykh: 15 pokazateley, kotorye dolzhen znat' kazhdyy* [Marketing based on data from 15 indicators that everyone should know]. Moscow, Mann, Ivanov i Ferber Publ., 2013, 369 p.

11. Dzheyms Kharrington, K. S. Esseling, Kharm Van Nimvegen *Optimizatsiya biznes protsessov. Dokumentirovanie, analiz, upravlenie, optimizatsiya* [Optimization of business processes. Documentation, analysis, control, optimization]. St. Petersburg, Azbuka Publ., 2002, 171 p.

12. Kondrat'ev V. V. *Daesh' inzhiniring!* [Give engineering!]. Moscow, Eksmo Publ., 2007, 173 p.

13. Kondrat'ev V. V. *Proektiruem korporativnuyu arkhitekturu*. [Enterprise architecture design.]. Moscow, Eksmo Publ., 2007, 460 p.

14. Avgust-Vil'gel'm Sheer. *Biznes-protsessy. Osnovnye ponyatiya. Teoriya. Metody* [Business processes. The basic concepts. Theory. methods]. Moscow, AOZT "Prosvetitel'" Publ., 1999, 151 p.

15. Tel'nov Yu. F. *Reinzhiniring biznes-protsessov. Komponentnaya metodologiya* [Business process reengineering. Component methodology]. Moscow, Finansy i statistika Publ., 2004, 460 p.

© Антамошкина О. И., Авласко З. А., 2014

УДК 331.87.629.78

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 264–268

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ТРУДА СПЕЦИАЛИСТОВ КОНСТРУКТОРСКОГО БЮРО ИННОВАЦИОННЫХ ПРЕДПРИЯТИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Т. В. Болдина, С. В. Русаков

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: boldina@iss-reshetnev.ru

Рассматривается проблема оценки эффективности труда специалистов конструкторского бюро (КБ) предприятий ракетно-космической отрасли (РКО) в рамках повышения результативности их труда и повышения качества управления проектом. На основе системного подхода с учетом особенностей труда специалистов КБ и инновационного характера производства на предприятиях РКО сформулированы основные задачи, критерии оценки, а также ключевые показатели. Изучены возможности повышения роли человеческого фактора как основного стратегического ресурса предприятия РКО. Предложена методика оценки эффективности труда, основанная на учете фактических трудозатрат при выполнении отдельных конструкторских работ, увязывающая конечные цели предприятия с результатами деятельности работников. Предлагаемый алгоритм методики оценки эффективности труда предполагает четыре этапа расчета показателей, в том числе интегрального. Разработано программное обеспечение и порядок расчета ключевых показателей эффективности для отдельного исполнителя, способствующие повышению мотивации инженера КБ и самоорганизации коллектива исполнителей проекта. Формируемая база данных, основанная на учете ежедневных трудозатрат, является основанием для эффективного менеджмента в направлении соблюдения сроков и эффективного исполнения проектов. Предлагаемая оперативная оценка результативности работы отдельного исполнителя позволяет ежедневно в течение рабочего времени отслеживать данный показатель, предоставляет возможность своевременно принять меры по улучшению ситуации за счет расширения уровня компетенций с привлечением более подготовленного исполнителя или за счет увеличения срока разработки отдельной сложной задачи без ущерба для общих сроков исполнения проекта. В настоящее время перспективная методика оценки эффективности труда специалистов КБ инновационных предприятий РКО проходит апробацию во всех тематических подразделениях ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева».

Ключевые слова: оценка эффективности труда, инженер КБ, методика оценки, фактические трудозатраты, показатели, управление проектом, мотивация.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 264–268

LABOUR EFFICIENCY ASSESSMNENT OF AEROSPACE INDUSTRY INNOVATIVE ENTERPRISES DESIGN OFFICE ENGINEERS

T. V. Boldina, S. V. Rusakov

JSC “Information satellite systems” named after academician M. F. Reshetnev”
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
E-mail: boldina@iss-reshetnev.ru

This article considers design office engineering labour efficiency assessment issue in terms of labour efficiency and project management improvement. Based on the systematic approach and taking into account the peculiarities of the engineering labour at the design office as well as aerospace industry enterprises innovative goals, the main issues, assessment criteria, and key indicators have been developed. The capabilities to increase the meaning of the human factor as the main strategic resource at the aerospace enterprise have been studied. Labour efficiency assessment method based on real labour cost accounting when performing certain designing activities is given, it connects enterprise targets and employee activities’ results. The labour efficiency assessment algorithm suggests using four stages of indicator calculation including the integral one. The software and the employee efficiency key indicators calculation procedure which can serve as incentive to design office engineer motivation increase as well as project contractor team self-organization have been developed. The database based on everyday labour cost accounting serves the foundation for the effective management concerning project deadlines and efficiency. The suggested rapid assessment of a certain employee labour efficiency allows keeping daily track of this indicator throughout the working

hours, gives an opportunity to take timely measures to improve the situation increasing the level of competence by involving a more skilled employee or allowing extra time to solve a certain difficult task which does not cause a delay in total project schedule.

At this moment a promising design office engineers labour efficiency assessment method for the aerospace industry is being tested within all concerned departments of the JSC Information Satellite Systems Reshetnev Company.

Keywords: labor efficiency assessment, design office engineer, assessment method, real labor costs, indicators, project management, motivation.

Введение. Ужесточение конкуренции на мировых рынках потребовало от предприятий ракетно-космической отрасли (РКО) поиска скрытых резервов и новых путей повышения эффективности. Из всех организационных ресурсов именно человеческий ресурс стал ресурсом, скрывающим наибольшие резервы для повышения эффективности функционирования современного предприятия [1–3].

Сегодня инженер КБ не простой исполнитель, а стратегический ресурс предприятия, основа его конкурентоспособности. Соединение целей и задач предприятия с результатом труда инженера создает возможность применения целеориентированной мотивации инженерного труда, повышает заинтересованность специалиста и влияет на уровень его оплаты [4–6].

Для того, чтобы получить возможность оценить эффективность труда инженера КБ, необходимо решить следующие задачи:

– выявить специфику и обосновать необходимость применения в современных условиях оценки эффективности инженерного труда специалиста предприятия РКО;

– провести классификацию существующих инструментов оценки эффективности инженерного труда с учетом современных требований;

– разработать методику оценки эффективности инженерного труда специалиста на основе выбранных ключевых показателей эффективности.

Проводником инноваций на предприятиях РКО является труд инженера, которому присущи особенности умственного труда [7] и ряд особенностей, связанных с разработкой и производством космических аппаратов. Выделим основные из них:

– работы, связанные с проведением научно-исследовательских работ и опытно-конструкторских разработок;

– труд носит творческий характер и связан с разработкой, созданием и испытанием образцов новой техники;

– результатом труда является новое техническое решение или изобретение;

– результат труда должен быть адаптирован к достигнутому высокому уровню разработок;

– ограничено применение количественных показателей оценки труда [8];

– требует наличие системы высокого уровня организации в области подготовки персонала, патентных исследований и технологий.

Актуальность упомянутой выше проблемы оценки эффективности труда определяется необходимостью повышения конкурентоспособности исполняемых на предприятии проектов, которая, в свою очередь, влечет за собой необходимость повышения качества исполнения проектов, снижение затрат и повышение роли человеческого капитала, а также создание условий для мотивации активного творческого труда специалистов [9; 10]. Это можно осуществить только через управляющие решения при наличии механизма и инструментов оценки эффективности инженерного труда специалистов предприятий РКО.

Вопросы, связанные с оценкой эффективности инженерного труда специалистов предприятий РКО, на сегодняшний день остаются недостаточно теоретически исследованными и методически проработанными в научной литературе [11; 12]. Применение известных методов [13; 14] для оценки эффективности инженерного труда специалистов предприятий РКО ограничено по следующим основным причинам:

– не учитываются особенности инженерного труда специалиста предприятий РКО;

– не учитываются особенности организации труда в целом на предприятиях;

– не содержатся все необходимые показатели для многофакторной оценки труда специалистов, учитывающие цели и все связи и ограничения, действующие на предприятиях.

Необходима методика оценки эффективности труда специалиста с учетом рационального сочетания факторов, влияющих на его деятельность. Эта методика должна позволить решить следующие задачи:

– повысить эффективность исполнения проекта;

– снизить риски несвоевременного и некачественного выполнения работ;

– обеспечить более равномерную загрузку участников проекта (на уровне подразделения);

– провести оценку по результату на всех этапах проекта (на уровне подразделения);

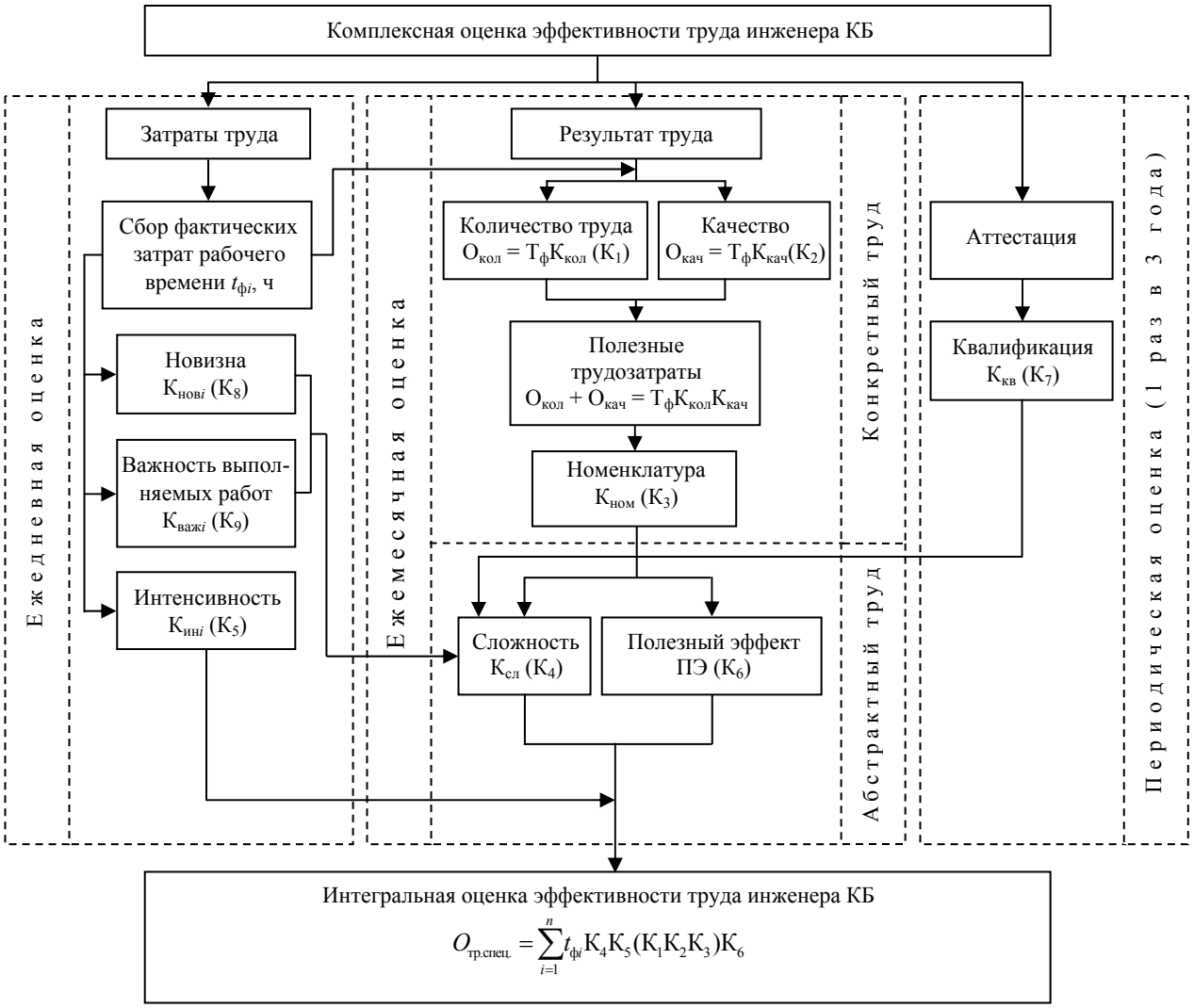
– своевременно выявить отклонения и исключить необоснованные управленческие решения;

– повысить ответственность за эффективность на каждой стадии жизненного цикла проекта;

– детализировать зоны ответственности в отношении результата каждой стадии проекта;

– повысить ответственность команды проекта за полученный результат.

В ходе исследований проведено изучение возможности применения существующих методик оценки эффективности инженерного труда, сформулированы задачи, выбраны ключевые показатели эффективности, изучено влияние качественных и количественных показателей на результативность инженерного труда. В результате предложена методика и ключевые показатели оценки эффективности инженерного труда на примере специалиста конструкторского бюро предприятия РКО, которые позволяют решить вышеперечисленные задачи. Алгоритм методики состоит из четырех этапов и приведен на рисунке.



Алгоритм методики оценки эффективности труда инженера КБ

Этап 1. Определение затрат труда. На данном этапе осуществляется сбор фактических затрат рабочего времени и происходит формирование единой сопоставимой базы продолжительности рабочего времени, на основе которой формируется оценка инженерного труда специалистов КБ. Единая база продолжительности рабочего времени основывается на самоучете труда, который ведут специалисты КБ в индивидуальных картах в программе учета эффективности труда по каждой выполняемой работе. Именно самоучет продолжительности выполнения работ заложен в основу формирования нормативной базы в управленческой среде. Автоматизация процесса учета трудозатрат по каждой выполняемой работе позволяет выяснять узкие места в вопросах неудачного закрепления работников за теми или другими задачами.

Этап 2. Оценка результатов труда. На данном этапе происходит оценка результатов конкретного и абстрактного труда с учетом количественных (объем, сроки, номенклатура) и качественных показателей выполненной работы (качество, интенсивность, сложность, новизна, важность выполняемых работ) с точки зрения потребительских свойств результатов и сравнение их со стандартами для данных видов работ. Количественная оценка результатов труда проводится по отношению к полезности затрат рабочего времени.

Этап 3. Оценка квалификации. На данном этапе оценивается квалификация с помощью критериев, основанных на квалификационных требованиях, предъявляемых к сотрудникам и рабочим местам. С этой целью применяется факторно-критериальная модель оценки сложности работ, выполняемых специалистом. С помощью этой модели учитывается степень самостоятельности выполнения работ, степень ответственности (через масштаб руководства), степень ответственности за конечные результаты и степень специализации.

Также квалификация специалиста КБ определяется уровнем профессионального образования (среднее, высшее) и продолжительностью работы в данной сфере и на конкретном предприятии.

С учетом вышеизложенного рассчитывается показатель квалификации специалиста КБ.

Этап 4. Интегральная оценка эффективности труда инженера. Интегральная оценка эффективности труда инженера КБ должна учитывать все показатели в их взаимосвязи. Интегральная оценка может проводиться как по каждому этапу, подэтапу проекта ежемесячно, так и по завершении проекта.

Рассчитанный на четвертом этапе итоговой оценки интегральный показатель на базе затрат рабочего времени позволяет своевременно корректировать эффективность управления проектом, точно определять место и причину возникновения отклонений от сроков получения продукта проекта, более четко устанавливать сроки получения продукта проекта на каждой стадии жизненного цикла, жестко разграничивать зоны ответственности команды проекта на стадии планирования, реализации, проверки и оценки результатов как менеджером, так и отчасти исполнителем лично. А это, в свою очередь, создает возможность повышать уровень компетенции участников команды проекта.

Систематическая оценка труда каждого специалиста КБ предприятия оперативно «высвечивает» слабые места в вопросах слабого взаимодействия работников и звеньев между собой и, что самое важное, делает заинтересованными самих работников (руководителей, специалистов) исправлять создавшееся положение. То есть включается элемент самоорганизации на базе интересов самих оцениваемых, почувствовавших организационные недостатки на заниженных оценках своей деятельности и деятельности структурных подразделений.

Интегральная оценка позволяет повысить скорость принятия решений, так как содержит в свернутом виде множество показателей [15].

Отличия предлагаемой методики оценки эффективности инженерного труда специалистов КБ состоят в следующем:

– предложено ввести автоматизированный, ежедневный самоучет трудозатрат по каждой выполняемой работе с учетом данных (по сложности, важности выполняемых работ, новизне) из действующих на предприятии базовых программ по каждому этапу и подэтапу проекта;

– предложено автоматизировать процесс расчетов интегрального показателя на основе единой сопоставимой базы затрат рабочего времени, с учетом факторов, оказывающих влияние на среду исполнения проекта, сложность задачи, ценность результата;

– предложена система ключевых показателей оценки эффективности труда, соединяющая базисные составляющие конкретного труда, характеризующие количество, своевременность и качество выполненных работ, их полезный эффект и составляющие абстрактного труда – сложность, новизну, интенсивность, важность выполняемых работ.

Основное существенное отличие состоит в том, что предложен оперативный режим оценки эффективности работы каждого исполнителя. Информация обрабатывается ежедневно в отличие от действующего на предприятии порядка ее обрабатывания ежемесячно.

Отметим, что на инновационных предприятиях РКО предполагается выполнение большого количества разноплановых работ, в том числе работ результаты, которых последовательно переходят от одного исполнителя к другому, являясь исходными данными для следующих этапов проектных работ. Анализ показывает, что ошибка или неточность одного исполнителя в конечном порядке уменьшает эффективность работы большого числа других исполнителей. Степень снижения эффективности зависит от количества исполнителей, решающих данную задачу, и от порядка их взаимодействия в процессе решения.

Неверно принятые решения, опоздания в выполнении отдельных этапов работ в конечном счете значительно снижают уровень эффективности исполнения проекта.

Предлагаемая оперативная оценка результативности работы отдельного исполнителя позволяет ежедневно в течение рабочего времени отслеживать данный показатель, предоставляет возможность своевременно принять меры по улучшению ситуации за счет расширения уровня компетенции с привлечением более подготовленного исполнителя или за счет увеличения срока разработки отдельной сложной задачи без ущерба для общих сроков исполнения проекта.

Появляется возможность вносить коррективы в действия отдельного работника путем изменения условий поставленной задачи, что способствует разработке и внедрению в производство качественно новой системы эффективного менеджмента.

В настоящее время в ОАО «Информационные спутниковые системы» пройден первый этап. Разработано программное обеспечение, которое позволяет осуществить набор статистических данных по учету фактических трудозатрат при выполнении отдельных этапов конструкторских работ. По 2-му этапу проводятся подготовительные работы на основе предлагаемой нами методики в части автоматизации процесса обработки информации, для ежемесячной оценки количества труда и оценки выполнения плана по номенклатуре.

Заключение. Таким образом, с помощью алгоритма и программного обеспечения, описанных в данной работе, обеспечивается компьютерная поддержка принятия решений при реализации важнейшей управленческой задачи оценки эффективности инженерного труда специалистов КБ. Предложен механизм и инструменты, позволяющие выполнить многофакторную оценку эффективности инженерного труда специалиста КБ предприятий РКО. При этом появляются дополнительные возможности повышения мотивации исполнителей и улучшения качественных и количественных показателей исполнения проектов через применение эффективного менеджмента.

Библиографические ссылки

1. Питер Ф. Друкер. Задачи менеджмента в XXI веке. М. : Вильямс, 2007. 127 с.
2. Половинко В. С., Сазонова М. Г. Система оценки персонала в концепции управления по результатам : монография. Омск : Омский государственный университет, 2008. 255 с.
3. Бендиков М. А. Некоторые направления повышения эффективности российских высоких технологий // Менеджмент в России и за рубежом. 2005. № 5.
4. Стенли И. Управление проектами для «чайников» : пер. с англ. М. : Вильямс, 2004.
5. Рамперсад Х. К. Универсальная система показателей деятельности : пер. с англ. М. : Альпина Бизнес Букс, 2004. 347 с.

6. Войтов А. Г. Эффективность труда и хозяйственной деятельности. Методология измерения и оценки. М. : Дашков и К, 2012. 232 с.

7. Завалина П. Н., Казанцева А. К., Миндели Л. Э. Основы инновационного менеджмента: теория и практика : учеб. пособие. М. : Экономика, 2008. 321 с.

8. Парментер Д. Ключевые показатели эффективности. Разработка, внедрение и применение решающих показателей / пер. с англ. А. М. Платонова. ЗАО «Олимп – Бизнес», 2009. 264 с.

9. Дейвенпорт Т. Зарабатывая умом. Как повысить эффективность деятельности работников интеллектуального труда / пер. с англ. И. М. Татариновой. ЗАО «Олимп – Бизнес», 2011. 288 с.

10. Жуков А. Л. Регулирование и организация оплаты труда : учеб. пособие. М. : МИК, 2003. 336 с.

11. Одегов Ю. Г., Абдурахманов К. Х., Котова Л. Р. Оценка эффективности работы с персоналом: методологический подход. М. : Альфа Пресс, 2011. 748 с.

12. Оценка результатов деятельности. Справочник по управлению персоналом. Приложение. 2010. № 3. С.10.

13. Егоршин А. П. Мотивация трудовой деятельности : учеб. пособие. Н. Новгород : НИМБ, 2003. 320 с.

14. Каплан С. Р., Нортон П. Д. Сбалансированная система показателей. От стратегии к действию. М. : ЗАО «Олимп – Бизнес», 2003.

15. Дмитриенко Г. А. Стратегический менеджмент: целевое управление персоналом организаций : учеб. пособие. 2-е изд., испр. Киев : МАУП, 2002. 191 с.

References

1. Piter F. Druker. *Zadachi menedzhmenta v XXI veke*. [Management Challenges for the 21st Century]. Moscow, Vil'yams Publ., 2007, 127 p.

2. Polovinko V. S., Sazonova M. G. *Sistema otsenki personala v kontseptsii upravleniya po reяultatam* [Personnel Rating in the Concept of Result Management]. Omsk, Omsk State University Publ., 2008. 255 p.

3. Bendikov M. A. [Several ways to increase the Russian high tech effectiveness]. *Management v Rossii i za rubezhom*, 2005, no. 5 (In Russ.).

4. Stenli I. *Upravlenie proektami dlya "chainikov"* [Project Management for Dummies]. Moscow, Vil'yams Publ., 2004.

5. Rampersad H. *Universal'naya sistema pokazatelei deyatel'nosti.* [Total Performance Scorecard: Redefining Management to Achieve Performance with Integrity]. Moscow, Al'pina Biznes Buks Publ., 2004, 347 p.

6. Voytov A. G. *Effektivnost truda i khozyaystvennoy deyatelnosti. Metodologiya izmereniya i otsenki* [Labour and economical activity efficiency. Measurement and assessment methodology]. Moscow, Izdatelsko-torgovaya kompaniya Dashkov i K Publ., 2012, 232 p.

7. Zavalina P. N, Kazantseva A. K., Mindeli L. E. *Osnovy innovatsionnogo menedzhmenta: teoriya i praktika* [Basic Concepts of Innovation Management, Theory and Practice]. Moscow, Economica Publ., 2008, 321 p.

8. Parmenter D. *Klyuchevye pokazateli effektivnosti. Razrabotka, vnedrenie i primenenie reshayushchikh pokazatelei.* [Key Performance Indicators (KPI): Developing, Implementing, and Using Winning KPIs]. Moscow, ZAO "Olimp – Biznes" Publ., 2009. 264 p.

9. Davenport T. *Zarabatyvaya umom. Kak povysit' effektivnost' deyatel'nosti rabotnikov intellektual'nogo truda.* [Thinking for a Living: How to Get Better Performance and Results from Knowledge Workers]. Moscow, ZAO "Olimp – Biznes" Publ., 2011, 288 p.

10. Zhukov A. L. *Regulirovaniye i organizatsiya oplaty truda* [Renumeration of labour management and organization]. Moscow, MIK Publ., 2003, 336 p.

11. Odegov Yu. G, Abdurakhmanov K. Kh, Kotova L. P *Otsenka effektivnosti raboty s personalom: metodologicheskiy podkhod* [HR Management Efficiency Assessment: Methodological Approach]. Moscow, Alfa – Press Publ., 2011, 748 p.

12. [Performance measurement]. *Spravochnik po upravleniyu personalom.* 2010, no. 3, p. 10 (In Russ.).

13. Yegorshin A. P. *Motivatsiya trudovoy deyatelnosti.* [Labour Activity Motivation]. N. Novgorod, NIMB Publ., 2003, 320 p.

14. Kaplan R. Norton D. *Deivid. Sbalansirovannaya sistema pokazatelei. Ot strategii k deistviyu* [The Balanced Scorecard: Translating Strategy into Action]. Moscow, ZAO "Olimp – Biznes" Publ., 2003.

15. Dmitriyenko G. A. *Strategicheskiy menedzhment: tselevoye upravleniye personalom organizatsiy* [Strategic Management: Targeted HR Management]. Kiev, MAUP Publ., 2002. 191 p.

© Болдина Т. В., Русаков С. В., 2014

УДК 330.34+ 330.341:338.40

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 269–275

КОНЦЕПЦИЯ ПОСТРОЕНИЯ ИННОВАЦИОННОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ В РЕГИОНЕ

Ю. В. Ерыгин, Е. В. Борисова

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: yuri_erygin@mail.ru, borisovaev2015@mail.ru

Раскрыто понятие инновационной инфраструктуры, показана ее взаимосвязь с такими экономическими категориями, как инновационная среда, инновационный потенциал, национальная инновационная система. Предложена классификация элементов инновационной инфраструктуры, рассмотрены ее функции. Сформулированы принципы построения инновационной инфраструктуры: системности, многоуровневости построения ее элементов, взаимообусловленности, взаимозависимости и единства элементов, гибкости, сопряженности с этапами инновационного процесса предприятий оборонно-промышленного комплекса, функциональности, эффективности.

Ключевые слова: *инновационное развитие, инновационная система, инновационная инфраструктура, принципы построения модели, инновационная деятельность и процесс.*

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 269–275

CONCEPT OF BUILDING AN INNOVATION INFRASTRUCTURE IN THE REGION

Yu. V. Erygin, E. V. Borisova

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation
E-mail: yuri_erygin@mail.ru, borisovaev2015@mail.ru

This article is devoted to the problem of the innovation infrastructure in the region. The aim of this paper is to define the conceptual framework for building the innovation infrastructure. The purpose and problems of innovative infrastructure are presented in the article. The article tells about approaches to the definition of the term of "innovative infrastructure" as an economic category. In the article the concept of innovative infrastructure was formulated, its interrelation with such economic categories, as "the innovative environment", "the innovative potential", "national innovative system" is shown. The innovative infrastructure has to solve the following problems, they are: creating favorable conditions of innovative development, association in uniform system of all innovative processes, rendering financial support of development of the innovative enterprises, assistance to creation of the transparent mechanism of an investment in an innovation of the state resources, providing and growth of the competition, decrease in risks of innovative activity and others. In the article the classification of elements of innovative infrastructure is offered. In the article the functions of innovative infrastructure of the region are considered, they are: providing with resources and their effective use, organizational and administrative function, function of stimulation of innovative activity. In the article the principles of creation of innovative infrastructure are formulated: systemacities, multilevelness of creation of its elements, interconditionality, interdependence and unity of elements, flexibility, associativity to stages of innovative process of the military-industrial complex, functionality, efficiency. The creation of the model of innovative infrastructure is based on the principles which are the instrument of realization of functions of innovative infrastructure.

Keywords: innovative development, innovation system, innovation infrastructure, principles of construction of innovation infrastructure, innovation and process.

Введение. В настоящее время реалии мировой экономики таковы, что высокая конкурентоспособность развитых стран обеспечивается за счет новых технологий, развития инноваций и человеческого капитала.

Россия движется по пути развития мировых держав, стремясь обеспечить конкурентоспособность на международном рынке, в том числе за счет отраслей оборонно-промышленного комплекса (авиационной, ракетно-космической промышленности и др.) путем

перехода на инновационную модель развития экономики. Ядром данной модели является национальная инновационная система, а фундаментальной основой – ее структура. В связи с чем решение вопросов модернизации российской экономики невозможно без поиска новых путей реализации имеющегося потенциала отдельных регионов, страны в целом, а также формирования объектов инновационной инфраструктуры.

Поскольку активность инновационного развития определяется степенью развитости инфраструктуры, позволяющей сформировать потребности в инновациях и обеспечить необходимый ассортимент инновационных предложений на рынке, вопросы инфраструктурного формирования и развития инноваций играют очень важную роль в становлении «экономики знаний» и определяют их актуальность.

Решение задач формирования и развития инновационной инфраструктуры требует рассмотрения таких экономических категорий, как национальная инновационная система, инновационная инфраструктура, их роли и взаимосвязи с инновационной средой и потенциалом. Данные экономические категории имеют широкое многообразие неоднозначных толкований.

Для осуществления эффективной инновационной деятельности необходимо наличие определенных условий (внешних и внутренних), формирующих так называемую инновационную среду [1].

В свою очередь, совокупность внешних условий, благоприятствующих созданию и развитию инноваций, представляют собой национальную инновационную систему, а сфера внутренних условий представляет собой инновационный потенциал субъекта, региона, страны в целом, т. е. совокупность имеющихся различного рода ресурсов для осуществления инновационной деятельности.

В последнее время пристальное внимание со стороны государства сосредоточено на формировании и развитии российской инновационной системы. Разработкой концепции национальных инновационных систем и их развитием занимались ученые Freeman, Lundvall, Nelson, Patel, Pavitt, Metcalfe, Stoneman, Chung и др., однако единого общепринятого определения национальной инновационной системы не существует.

Понятие «национальная инновационная система» впервые был введен в научный оборот К. Фрименом и Р. Нельсоном (1988), которые исследовали возможность внедрения инноваций в США и Японии [2, с. 13].

К. Фримен определил национальную инновационную систему как сеть государственных и частных учреждений, в сферу компетенции которых входит организация взаимодействия, изменений и движения новых технологий.

Согласно Европейской организации экономического сотрудничества и развития (Organisation for Economic Cooperation and Development), национальная инновационная система представляет собой совокупность сетей, создание и трансформация которых в коммерческие продукты зависит от функционирования полного набора взаимосвязей и индивидуальной производительности любого элемента системы [3].

В России инновационная система рассматривается как система субъектов и объектов инновационной деятельности, которые действуют в рамках государственной политики развития инновационной системы и взаимодействуют между собой в процессе создания и реализации инновационной продукции. Инновационная система обозначена на уровне государства как инструмент достижения высокоразвитой национальной экономики. Ее формирование и развитие направлено на создание знаний путем проведения научных и прикладных исследований, разработок, производство конкурентоспособной инновационной продукции, формирование и развитие инфраструктуры, подготовку кадров в сфере осуществления инновационной деятельности [4].

Достаточно интересным для изучения сущности национальной инновационной системы является системно-структурный подход (инфраструктурный подход) А. Д. Нефедьева. В рамках рассматриваемого подхода под национальной инновационной системой А. Д. Нефедьев понимает совокупность институтов и механизмов их взаимодействия, в рамках которых осуществляется производство, хранение и распространение инноваций. Национальная инновационная система объединяет усилия инновационных институтов, организаций и физических лиц, создавая сеть механизмов их партнерства.

А. Д. Нефедьев разделил национальную инновационную систему на два макроблока: ядро «производство инноваций», выполняющее функции научных исследований и производство знаний, и «инновационную инфраструктуру», состоящую из двух подсистем, первая из которых отвечает за распространение, кооперацию и партнерство в сфере инноваций, а вторая – за реализацию инновационной политики государства и развитие инновационного потенциала [5].

Мы же предлагаем рассматривать инновационную систему как мини-модель экономической системы, что позволяет говорить о схожести присущих ей черт: элементы, уровни организации, структура и выполняемые функции. Структура в данном случае характеризуется взаимосвязью всех элементов инновационной системы и представляет собой инновационную инфраструктуру – фундаментальную основу, базовую подструктуру инновационной системы. Микроуровень инновационной деятельности предполагает реализацию этапов инновационного процесса на уровне предприятий оборонно-промышленного комплекса, т. е. производство инноваций. Мезоуровень предполагает осуществление инновационной деятельности в отрасли, объединениях предприятий (холдингах, интегрированных структурах и пр.). Макроуровень, в свою очередь, может быть представлен институтами двух уровней: региональным и федеральным.

Осуществление инновационной деятельности предполагает реализацию этапов инновационного процесса. Инновационный процесс, проходя стадии создания, реализации и диффузии инноваций, осуществляется посредством механизма взаимодействия

трех составляющих: инновационного потенциала – с точки зрения ресурсного обеспечения; подсистем инновационной инфраструктуры – с точки зрения создания условий для инновационной деятельности; а также системы, сформированной предприятием и его внешними и внутренними агентами (потребителями, поставщиками, конкурентами и пр.).

Данный механизм позволяет оптимально подойти к продолжительности инновационного процесса, формированию новых вертикальных и горизонтальных связей между агентами внутренней и внешней среды, предприятиями и элементами инновационной инфраструктуры, формируя основу эффективно действующей инновационной системы [6, с. 189].

Подходы к определению понятия «инновационная инфраструктура». Национальная инновационная система характеризуется своеобразной упорядоченной структурой институтов, осуществляющих инновационную деятельность, т. е. инновационную инфраструктуру.

В научной литературе сформулировано множество определений понятия «инновационная инфраструктура», большинство из которых сводятся к системе взаимосвязанных структур, обслуживающих и обеспечивающих реализацию инновационной деятельности. Формирование и развитие инновационной инфраструктуры как структурного элемента инновационной системы контролируется на уровне государства, в связи с чем в законодательстве инновационная инфраструктура определена как совокупность организаций, реализующих инновационные проекты, предоставляя управленческие, материально-технические, финансовые, информационные, кадровые, консалтинговые и организационные виды услуг [7].

Инновационная инфраструктура представляет собой совокупность субъектов инновационной деятельности, ресурсов и средств, обеспечивающих материально-техническое, финансовое, организационно-методическое, информационное, консультационное и иное обслуживание инновационной деятельности [8].

Общераспространенным определением является понимание под инновационной инфраструктурой комплекса взаимосвязанных структур, обслуживающих и обеспечивающих реализацию инновационной деятельности [9].

В табл. 1 представлены точки зрения на определение содержания понятия «инновационная инфраструктура» как экономической категории.

Таким образом, из представленного многообразия можно выделить 4 подхода к определению сущности и формулированию цели создания инновационной инфраструктуры:

– формирование благоприятных условий для производства и реализации инноваций;

– обеспечение доступа к различным видам ресурсов;

– реализация этапов инновационного процесса;

– функционирование элементов инновационной сферы.

Цели и решаемые задачи. Итак, инновационная инфраструктура призвана создавать благоприятные условия для производства инноваций, активизировать и поддерживать инновационную деятельность. Исходя из этого, инновационная инфраструктура должна решать нижеследующие задачи:

– создание благоприятных условий для развития инновационных предприятий, в том числе малого и среднего бизнеса;

– объединение в единую систему всех инновационных процессов;

– обеспечение высококвалифицированными консультационными, маркетинговыми, информационными, инжиниринговыми услугами для создания инновационной конкурентоспособной продукции (технологий, услуг);

– оказание финансовой поддержки развития инновационных предприятий путем создания организаций, фондов финансовой поддержки;

– содействие созданию прозрачного механизма вложения в инновации государственных ресурсов;

– обеспечение и рост конкуренции на высокотехнологичных рынках путем повышения востребованности инноваций;

– организация взаимодействия, обучения, обмена опытом с объектами инновационной инфраструктуры других регионов и стран путем создания межрегиональных, международных организаций, институтов;

– использование зарубежного опыта в создании и функционировании объектов инновационной инфраструктуры;

– снижение рисков инновационной деятельности через инструменты государственной поддержки;

– развитие законодательства в целях обеспечения эффективного инновационного развития.

Функции инновационной инфраструктуры. Цели создания и задачи инновационной инфраструктуры определяют функции, выполняемые ее элементами:

1. Функция обеспечения ресурсами и их эффективного использования – предполагает обеспечение реализации этапов инновационного процесса «финансовыми» и «реальными» ресурсами [15, с. 35] (материальными, интеллектуальными, кадровыми).

2. Организационно-управленческая функция – предусматривает создание упорядоченной совокупности взаимосвязанных элементов инфраструктуры.

3. Функция стимулирования инновационной деятельности – предполагает создание таких благоприятных условий для реализации этапов инновационного процесса, при которых создание инновации будет максимально результативным.

Результативность или, другими словами, эффективность осуществления инновационной деятельности проявляется в создании инновационного продукта в более короткие сроки, по сравнению с аналогичными инновациями конкурентов, при обоснованно минимальных затратах. Функция ресурсного обеспечения инновационной инфраструктуры в большей степени сводится к формированию механизма финансового обеспечения инновационной деятельности, нежели к обеспечению «реальными» ресурсами.

Таблица 1

Содержание понятия «инновационная инфраструктура» как экономической категории

Автор, источник	Трактовка сущности и цели создания инновационной инфраструктуры
А. Д. Нефедьев	Создание благоприятных условий для производства и реализации инноваций [5]
Е. С. Погребова	Обеспечение доступа к ресурсам [10]
Е. В. Силкина	Реализация инновационного процесса [11, с. 94]
М. А. Канаева	Функционирование элементов инновационной сферы [12]
А. Е. Абрамешин, Т. П. Воронина, О. П. Молчанова, Е. А. Тихонова, Ю. В. Шленов	Обслуживание и содействие инновационным процессам [13, с. 27]
Ж. Ю. Уланова	Реализация этапов инновационного процесса [14, с. 7]

Именно финансирование определяет возможность реализации того или иного инновационного проекта. Механизм распределения финансовых ресурсов по микро-, мезо- и макроуровням предполагает ресурсное обеспечение инновационного процесса по принципу «сверхувниз» [15, с. 39].

В связи с чем финансовый аспект реализации инновационной деятельности можно положить в основу построения модели инновационной инфраструктуры. Данный механизм должен обеспечивать некий результат (эффект) от вложенных денежных средств в инновационный проект, т. е. реализуется принцип эффективности инновационной инфраструктуры, который выражается в таком сочетании ее элементов, в процессе деятельности которых обеспечивается максимальное использование имеющихся ресурсов, приносящее мультиэффект при обоснованно минимальных затратах.

Кроме того, распределение элементов инновационной инфраструктуры по макро- (институциональный уровень), мезо- (уровень распределения ресурсов) и микро- (производство инноваций) уровням позволяет при моделировании придерживаться принципа многоуровневости элементов инновационной инфраструктуры.

Принципы формирования и развития инновационной инфраструктуры. Решение задач формирования и развития инновационной инфраструктуры и реализация вышеуказанных функций невозможны без объединения субъектов инновационной деятельности в некоторую структуру, отвечающую единым правилам, т. е. принципам:

– системности и многоуровневости элементов инновационной инфраструктуры – деление по уровням экономической системы: макроуровень – институциональный уровень управления, мезоуровень – уровень распределения ресурсов и микроуровень – производство инноваций;

– взаимообусловленности, взаимозависимости и единства неотъемлемых составляющих реализации инновационного процесса: материально-технической, административно-управленческой и информационно-финансовой составляющих. Так, одни элементы инновационной инфраструктуры обеспечивают инновационный процесс материально-техническими ресурсами, другие – способствует вовлечению человеческих и административно-управленческих ресурсов, третьи – обеспечивает финансовыми и информационными ресурсами [16]. Данное единство определяет движущие силы и темпы инновационного развития экономики.

– гибкости механизма функционирования элементов инновационной инфраструктуры;

– сопряженности с этапами инновационной деятельности – каждый элемент инновационной инфраструктуры содействует реализации скоординированного с его деятельностью этапа инновационного процесса;

– функциональности – четкое разграничение функций инновационной деятельности по элементам, исключение дублирования;

– эффективности – целесообразное и оптимальное сочетание составляющих элементов, приносящее определенный результат (эффект).

Вышепредставленные принципы являются основополагающими в условиях постоянно меняющейся среды, характерной для инновационной деятельности.

Формирование модели инновационной инфраструктуры основано на системном подходе, предполагающем рассмотрение инновационной инфраструктуры как организационной системы управления взаимосвязанными элементами.

На основании данного подхода инновационная инфраструктура представляет собой организационную систему, для которой характерны, с одной стороны, принципы системного подхода (целостности, иерархичности, структуризации, множественности), с другой – элементы организации (структура, специализация, управление, внутренняя культура, границы функционирования). Тогда инновационная инфраструктура как система характеризуется техническими, экономическими и социальными параметрами. В связи с чем с экономической и социальной точек зрения инновационная инфраструктура обеспечивает достижение экономического и социального эффектов, которые проявляются в активизации инновационной деятельности, выражающейся в росте экономических и социальных показателей. С технической точки зрения инновационная инфраструктура представляет собой совокупность элементов, объединенных между собой по различным признакам на основе ее классификации.

Классификация элементов инновационной инфраструктуры. Результатом систематизации знаний о сущности, видах инфраструктурных элементов, их роли и месте в национальной инновационной системе является группировка элементов инновационной инфраструктуры по различными признакам.

Вопросы, касающиеся классификации элементов инновационной инфраструктуры, изучались многими учеными Е. С. Погребовой, Ж. Ю. Улановой, Е. В. Луще-

киной, Г. В. Шепелевым, А. П. Гришановичем, Д. Д. Доржиевой, В. М. Сергеевым, Е. С. Алексеенковой, Е. В. Силкиной и пр. Изучив множество существующих классификаций, авторы разработали нижеследующую классификацию (табл. 2), основанную на признаках, которые с нашей точки зрения соответствуют установленным выше принципам.

Поскольку инновационная деятельность может осуществляться на разных уровнях организации системы – хозяйствующих субъектов, отраслей, регионов и государства в целом, логично предположить возможность деления элементов инновационной инфраструктуры как единой системы на элементы инфраструктуры, осуществляющие свою деятельность и взаимодействующие с субъектами и объектами управления на макро-, мезо- и микроуровнях. Рассматривая инновационную инфраструктуру с точки зрения типа структурной организации, можно ее элементы разделить на 2 группы:

– производственно-технологическую – это элементы инфраструктуры, курирующие сферу производства инноваций;

– социально-экономическую – отвечают за реализацию, коммерциализацию инноваций.

По выполняемым функциям элементы инновационной инфраструктуры можно разделить на элементы, осуществляющие организацию и управление инновационной деятельностью, способствующие ее стимулированию и обеспечению всеми необходимыми ресурсами.

По результатам деятельности элементов инфраструктуры ее элементы можно разделить:

– на материально-вещественные элементы – результатом их деятельности является инновационный продукт (например, бизнес-инкубаторы);

– информационные – в результате их деятельности представляется какая-либо информация или услуга (например, различные фонды финансирования).

По аналогии с инновациями, элементы инновационной инфраструктуры могут оказывать разнонаправленное влияние на объект воздействия. Если в основу классификации элементов инновационной инфраструктуры положить признак направленности воздействия объектов инфраструктуры (инновационный продукт, процесс или рынок в целом), соответственно элементы инновационной инфраструктуры могут быть:

– рыночными – элементы инфраструктуры способствуют реализации инноваций на рынке;

– процессными – действие элементов инфраструктуры направлено на осуществление этапов инновационного процесса;

– продуктовыми – действие элементов инфраструктуры направлено непосредственно на инновационный продукт.

Таблица 2

Классификация элементов инновационной инфраструктуры

Признак классификации	Классификация элементов инновационной инфраструктуры
Уровень организации элементов инфраструктуры	Институционально-государственные (элементы макроуровня)
	Регионально-управленческие (элементы мезоуровня)
	Производственные (элементы микроуровня)
Тип структуры организации элементов	Производственно-технологические
	Социально-экономические
Выполняемые функции	Организация и управление инновационной деятельностью
	Стимулирование инновационной деятельности
	Обеспечение необходимых условий (обеспечение ресурсами)
Результат деятельности элемента структуры	Материально-вещественные (продукт, технологии)
	Информационные (консалтинговые услуги, финансирование)
Направленность воздействия объектов инфраструктуры	Рыночно-ориентированные (инфраструктурно-рыночные)
	Процессно-ориентированные (инфраструктурно-процессные, ориентированные на процесс создания инноваций)
	Продуктово-ориентированные (инфраструктурно-продуктовые)
Сфера приложения ресурсов	Материально-технические (промышленные)
	Информационные
	Финансовые
	Кадровые
	Административно-управленческие
Роль в инновационном процессе	Элементы, регулирующие и управляющие информационными потоками (элементы финансовой, информационной подсистем)
	Элементы, управляющие движением потоков (элементы кадровой, административно-управленческой подсистем)
	Элементы, управляющие материально-техническими потоками (элементы материально-технических подсистем)
Форма собственности	Государственная (федеральная собственность)
	Частно-государственная (региональная, муниципальная собственность)
	Частная (венчурные фонды, частный бизнес, предприятия)

Реализация инновационной деятельности основана на потреблении ресурсов. Ресурсная составляющая инновационного процесса определяется инновационным потенциалом и может быть представлена научными, образовательными, сырьевыми, промышленными, инфраструктурными, организационно-управленческими и финансовыми составляющими. Поэтому, если рассматривать элементы по отношению к реализации составляющих инновационного потенциала, можно выделить материально-технические (промышленные), информационные, финансовые, кадровые и административные элементы.

Особым видом ресурсов, специфическим и характерным для инновационной экономики, является информация, которую формируют чертежи, модели, описание технологий инновационной разработки, патенты и прочие объекты интеллектуальной собственности, относящиеся к новейшим разработкам и составляющие коммерческую тайну предприятия.

Информационные ресурсы играют важную роль в инновационной деятельности предприятия, региона, страны в целом, поскольку именно информационный элемент инновационной инфраструктуры сопряжен со всеми остальными ее элементами и представляет собой подсистему формирования потоков обмена информацией, которая способствует решению главной проблемы инновационного развития – коммерциализации инноваций. Источники финансирования инновационной деятельности определяют формы собственности элементов инфраструктуры: государственная, частно-государственная и частная.

Заключение. На основе вышесказанного, можно утверждать, что решение задач формирования и развития инновационной инфраструктуры занимает центральное место в инновационном развитии страны в целом и отдельно взятом регионе в частности.

Построение модели инновационной инфраструктуры в ее общем виде должно основываться на принципах, которые целесообразно предъявлять ко всем подсистемам и элементам инновационной инфраструктуры: системности и многоуровневости элементов, взаимозависимости и единства в реализации инновационного процесса, гибкости механизма функционирования, функциональности и эффективности. Следует учесть, что разработка модели инновационной инфраструктуры на основе вышеназванных принципов приводит к необходимости формирования не только многоуровневой структуры, но и непосредственного механизма взаимодействия между ее элементами.

Библиографические ссылки

1. Инновационная среда как важнейшее условие эффективных инноваций [Электронный ресурс]. URL: http://old.ied.econ.msu.ru (дата обращения: 14.01.2014).

2. Rossi F. An introductory overview of innovation studies // Munich Personal RePEc Archive (MPRA) / Universita' di Modena e Reggio Emilia. November 2002. P. 13. URL: http://mpra.ub.uni-muenchen.de/9106 (accessed 10 December 2013).

3. National Innovation Systems OECD, 1997.

4. Основные направления политики Российской Федерации в области развития инновационной системы на период до 2010 года : утв. Правительством РФ 05.08.2005 г. № 2473п-П7 [Электронный ресурс]. URL: http://base.consultant.ru/cons/cgi/online.cgi?req=doc;base=LAW;n=91912 (дата обращения: 14.01.2014).

5. Нефедьев А. Д. Инновационная инфраструктура // Креативная экономика. 2011. № 10 (58). С. 42–48 [Электронный ресурс]. URL: http://www.creativeconomy.ru/articles/13356 (дата обращения: 10.12.2013).

6. Борисова Е. В. Инновационный процесс промышленного предприятия и его взаимосвязь с подсистемами инновационной инфраструктуры // Современные тенденции и инновации в науке и производстве : материалы III Междунар. науч.-практ. конф. (2–4 апр. 2014, г. Междуреченск). Кемерово, 2014. С. 189.

7. О науке и государственной научно-технической политике : федер. закон от 23.08.1996 г. № 127-ФЗ [Электронный ресурс]. URL: http://base.consultant.ru/cons/cgi/online. cgi?req=doc;base=LAW;n=149218 (дата обращения: 14.11.2013).

8. О Городской целевой комплексной программе создания инновационной системы в городе Москве на 2008–2010 гг. : постановление Правительства г. Москвы от 02.09.2008 г. № 781-ПП [Электронный ресурс]. URL: http://base.consultant.ru/cons/cgi/ online.cgi?req=doc;base= MLAW;n=94586 (дата обращения: 14.01. 2014).

9. Финансовый словарь [Электронный ресурс]. URL: http://dic.academic.ru/dic.nsf/fin_ enc/23276 (дата обращения: 05.12.2013).

10. Погребова Е. С. Научно-методологические подходы к определению и функциям инновационной инфраструктуры региона. М. : ГОУВПО «МГУС». С. 2 [Электронный ресурс]. URL: http://old.rguts.ru› files/electronic_journal/number2 (дата обращения: 09. 11.2013).

11. Силкина Е. В. Функциональная и территориальная организация инновационной инфраструктуры Беларуси // Вестник БГУ. 2008. Сер. 2, № 3. С. 94.

12. Канаева М. А. Формирование инновационной инфраструктуры в Украине : автореф. дис. … канд. экон. наук. Киев, 2006. 18 с.

13. Инновационный менеджмент : учебник для вузов / под ред. д-ра экон. наук, проф. О. П. Молчановой. М. : Вита-Пресс, 2001. С. 27.

14. Уланова Ж. Ю. Развитие инновационной инфраструктуры как фактора экономического роста : автореф. дис. … канд. экон. наук. Самара, 2006. с. 7.

15. Платонов В. В. Стратегия ресурсного обеспечения инновационной деятельности. СПб. : Изд-во СПбГУЭФ, 1999. С. 35–39.

16. Принцип взаимообусловленности и взаимозависимости между элементами инфраструктуры [Электронный ресурс]. URL: http://www.km.ru/referats/8A0EEA4E03724DE9AEC45566D235DBE6# (дата обращения: 11.04.2014).

References

1. *Innovatsionnaya sreda kak vazhneyshee uslovie effektivnyikh innovatsiy* [Innovative environment as an essential condition for effective innovations]. (In Russ.) Available at: http://old.ied.econ.msu.ru (accessed 14.01.2014).

2. Rossi F. An introductory overview of innovation studies *Munich Personal RePEc Archive (MPRA) Universita' di Modena e Reggio Emilia. November*, 2002. p. 1, available at: http://mpra.ub.uni-muenchen.de/9106.

3. National Innovation Systems. Organisation for Economic Cooperation and Development (OECD) 1997.

4. The Government of the Russian Federation "The main directions of policy of the Russian Federation in the field of development of innovative system for the period till 2010" of August 05, 2005 N 2473p-P7. (In Russ.) Available at: http://base.consultant.ru/cons/cgi/online.cgi?req=doc; base= LAW;n=91912 (accessed 14.01.14).

5. Nefedev A. D. [Innovation infrastructure]. *Kreativnaya ekonomika* . 2011, no 10 (58). p. 42–48. (In Russ). Available at: http:// http://www.creativeconomy.ru/articles/13356 (accessed 10.12.20 13).

6. Borisova E. V. [Innovative process of the industrial enterprise and its interrelation with subsystems of innovative infrastructure]. *Sovremennye tendentsii i innovatsii v nauke i proizvodstve: Materialy III Mezhdunarodnoj nauch.-prakt. konf.* [Current trends and innovations in science and production: Proc. of the 3d International scientific and practical conference]. Mezhdurechensk, on April 2–4, Kemerovo, 2014, p. 189 (In Russ.).

7. RF Federal law “About science and the state scientific and technical policy” of August 23, 1996, № 127 (In Russ). Available at: http://base.consultant.ru/cons/cgi/online.cgi?req= doc;base= LAW; n= 149218 (accessed 14.11.13).

8. The resolution of the government of Moscow “About the City target comprehensive program of creation of innovative system in the city of Moscow for 2008-2010” of September,2, 2008, №781 (In Russ). Available at: http://base.consultant.ru/cons/cgi/ online.cgi?req= doc;base= MLAW;n=94586 (accessed 14.01.14).

9. *Finansovyiy slovar.* [Financial dictionary]. (In Russ.). Available at: http://dic.academic.ru/dic.nsf/fin_enc/23276 (accessed 05.12.13).

10. Pogrebova E. S. [Scientific and methodological approaches to the identification and features of an innovative infrastructure of the region]. *GOUVPO “MGUS”,* p. 2. (In Russ). Available at: http://old.rguts.ru›files/electronic_journal/number2 (accessed 09.11.2013).

11. Silkina E. V. [Functional and territorial organization of innovative infrastructure of Belarus]. *Vestnik BGU*. October, 2008, series no. 2, no 3, p. 94 (In Russ.).

12. Kanaeva M. A. *Formirovanie innovatsionnoj infrastruktury v Ukraine. Avtoref. diss. kand. ehkon. nauk* [Formation of innovative infrastructure in Ukraine. Candidate of Economic Sciences. Abstract]. Kiev, 2006, p. 18.

13. Molchanovoy O. P *Innovatsionnyj menedzhment* [Innovative management]. Moscow, Vita-Press Publ., 2001, p. 27.

14. Ulanova Zh. Yu. *Razvitie innovatsionnoj infrastruktury kak faktora ekonomicheskogo rosta. Avtoref. diss. kand. ehkon. nauk* [Development of innovative infrastructure as factor of economic growth. Candidate of Economic Sciences. Abstract]. Samara, 2006, p. 7.

15. Platonov V. V. *Strategy of resource ensuring innovative activity* [Strategy of resource ensuring innovative activity]. 1999, p. 35–39.

16. *Printsip vzaimoobuslovlennosti i vzaimozavisimosti mezhdu elementami infrastrukturyi* [The principle of Codependence and interdependencies between elements of infrastructure] (In Russ.). Available at: http://www.km.ru/referats/8A0EEA4E03724 DE9AEC45566D235DBE6# (accessed 11.04.14).

© Ерыгин Ю. В., Борисова Е. В., 2014

УДК 658.5:629.78

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 276–281

ПРОБЛЕМАТИКА СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ НА ПРЕДПРИЯТИЯХ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Е. В. Негляд, А. С. Картамышев

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: kartam@iss-reshetnev.ru

Рассматриваются основные инструменты управления различными направлениями деятельности на промышленных предприятиях. Раскрываются основные проблемы в системах управления и анализируются причины их возникновения. Акцентируется внимание на различных подходах в планировании для производственного учета и бюджетирования. Выявляются нарушения принципов бюджетирования и делаются выводы о применимости системы бюджетирования как отдельного процесса. Анализируются действия исполнителей производственных планов и делается вывод о необходимости использования проектного управления. Рассматриваются возможности создания информационных систем с учетом особенностей предприятий аэрокосмической отрасли и описываются условия для успешного внедрения разрабатываемой системы. Раскрывается необходимая инфраструктура системы управления, состоящая из аналитического, учетного, организационного и программно-технического блоков. Предложенный в статье процессный подход для создания системы управления проектами с функциями распределения ресурсов решает приоритетную задачу менеджмента рассматриваемых предприятий и позволяет рассматривать процесс управления как упорядоченную цепочку задач, детализирующую цели предприятия к действиям конкретного сотрудника. Использование при автоматизации систем управления единого информационного поля дает возможность создания инструмента планирования и контроля работ, способствующего повышению эффективности и прозрачности в управлении предприятием. Сегодня, при прочих равных условиях, побеждает более совершенная организация бизнеса, ориентированная на использование процессного подхода, снижение затрат на производство продукции и отказ от неэффективных бизнес-процессов. Грамотная автоматизация разработанных процессов позволяет построить инструмент точного планирования и контроля работ, отличающийся от аналогов глубокой детализацией и возможностью влиять на конечный результат на всех уровнях управления с помощью вовлечения исполнителей в процесс планирования. Использование модернизированных систем управления на предприятиях будет способствовать развитию отрасли в целом, стратегической целью которой является обеспечение мирового уровня российской космонавтики и закрепление лидирующей роли России в области космической деятельности.

Ключевые слова: системы управления предприятием, управление проектами, бизнес-процессы, планирование, бюджетирование, автоматизация систем управления.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 276–281

PROBLEMATICS OF CONTROL SYSTEMS AT THE ENTERPRISES OF AEROSPACE BRANCH

E. V. Neglyad, A. S. Kartamyshev

JSC “Information satellite systems” named after academician M. F. Reshetnev”
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
E-mail: kartam@iss-reshetnev.ru

This article describes the main controlling approaches of different activity branches on industry factories. The authors develop problems of controlling system and analyse their reasons, pay attention on different approaches of industrial counting and budgeting planning. Moreover the authors point to disturbances of budgeting ways and make conclusion about budgeting system applicability as the depart process. The authors analyse actions of production plan executors and make conclusion about necessity of project control usage. The authors define the ability of information system production according to aerospace factories features and describe the ways of successful using of a developing system. The article describes the whole controlling system structure which consists of analytical, counting, organizing and technical parts. The article also proposes the process approach for the project controlling system creation with functions of resources distribution, which solves the main task of the factory management and gives the ability to define

the process of control as the task chain, describing the factory aims as actions of one worker. Employment of a common information field at automation of control systems gives the chance of creation of the instrument of the planning and control of works promoting increase of efficiency and transparency in business management. Today, with other equal condition, more perfect organization of business focuses on use of process approach, reduction of costs of production and refusal of inefficient business processes wins. The correct automation of developed processes will give the ability to produce the tool for the right work planning and controlling, which is differs from analogues by deep detailing and ability to influence the final result at all levels of control with the help of executor involvement into the planning process. Modernized controlling systems using on factories will help to develop the branch, which has the strategy aim to lead Russian aerospace industry at the world-leader level and fix Russian leader's role in the aerospace branch.

Keywords: enterprise control systems, projects management, business processes, planning, budgeting, automation of control systems.

Введение. В современных условиях, при увеличении спроса на продукцию аэрокосмических предприятий, высокой конкуренции, нестабильной внешней среде и предъявляемых требованиях к повышенному качеству выпускаемой продукции, всё более актуальной становится модификация систем управления предприятиями, ориентация на постоянное совершенствование производства и на эффективное управление затратами. Без грамотного стратегического и внутрифирменного планирования с оперативным контролем эффективно управлять предприятием невозможно. Для аэрокосмических предприятий с позаказной организацией работ внутрифирменное управление представляет собой совокупность процессов календарного, экономического, производственного, финансового планирования в условиях ограниченности в ресурсах, со своевременным контролем над ходом выполнения работ. Для выработки своевременных, взвешенных и непротиворечащих друг другу управленческих решений на рассматриваемых предприятиях необходимо иметь информационную систему, в которой будут интегрированы зависимые бизнес-процессы, с возможностью проектного управления.

Основные проблемы систем управления и причины их возникновения. На российских предприятиях, как правило, система управления подразумевает некий набор несвязанных между собой инструментов для ведения различных направлений деятельности. К ним могут относиться:

– системы бухгалтерского учета (в основном 1С и собственные разработки);

– системы производственного планирования и контроля (зависят от специфики производства, чаще всего собственные разработки);

– системы управления проектами (наиболее популярный инструмент – Microsoft Project, но используется только для приблизительного календарного планирования основных этапов работ конкретного проекта);

– системы экономического планирования и бюджетирования (как правило, работают отдельно от всех, в ручном режиме в Microsoft Excel);

– системы электронного архива документов (собственные разработки или покупное ПО различных производителей);

– системы контроля исполнения поручений (в основном собственные разработки);

– системы учета и подготовки кадров и т. д.

Как правило, эти системы работают автономно, со своей нормативной и справочной информацией, и созданы с применением различных технологий и способов хранения данных. На стыках различных систем появляется необходимость обработки входных данных: это либо перегрузка информации в определенном формате из предшествующих процессов, либо банально ручной ввод. При таком «общении» различных систем друг с другом исполнители думают только о своем бизнес-процессе и вынуждены тратить время и усилия по его сопровождению; в большинстве случаев они не могут автоматически получать и использовать информацию из других связанных процессов. Причиной отсутствия на предприятиях отрасли интегрированных комплексных систем управления во многих случаях является:

– стремительное развитие вычислительной техники, информационных технологий и программного обеспечения (частое обновление вычислительной техники, способов хранения информации, операционных систем, технологий и средств разработки приложений);

– отсутствие ГОСТов на системы управления;

– отсутствие проработанного с учетом отраслевой специфики готового приемлемого предложения (своеобразный бухгалтерский и налоговый учет, большой объем НИОКР);

– отсутствие на предприятиях средств для комплексной автоматизации;

– отсутствие на предприятиях системных аналитиков, разбирающихся во всем объеме информации, влияющей на процесс управления;

– доступность средств разработки ПО, облегчающих процесс программирования, которые порождают избирательную автоматизацию. Высококвалифицированные работники ИТ-отделов предприятий или даже сами исполнители работ с легкостью могут автоматизировать различные бизнес-процессы в пределах поставленной задачи. Таким образом, на предприятиях могут существовать перечисленные ранее системы, не связанные на информационном уровне между собой.

В общем случае системы планирования работ исполнителей не связаны программным образом с системами бюджетирования, вследствие чего на предприятии образуется группа, занимающаяся финансовым анализом в основном прошедшего периода, а размер будущего финансирования определяется по заявкам подразделений в пределах предшествующих объемов, увеличенных на коэффициент инфляции.

В то же время, основой для любого управленческого решения, связанного с финансированием какой-либо работы или покупки, является система бюджетирования на предприятии, которая из-за разрозненности способов и методов планирования и неполноты имеющейся информации вынуждена существовать сама по себе.

При такой организации работ каждое структурное подразделение пытается максимально увеличить свой бюджет в заявочной кампании, вписывая в потребности все, что может понадобиться, часто без экономического обоснования планируемых затрат. В свою очередь, группа финансового планирования не обладает достаточной информацией для анализа предстоящих затрат, им приходится верить запросам исполнителей и утверждать бюджет в пределах прошлогодних сумм с небольшим коэффициентом, а в условиях ограниченности этих ресурсов распределение средств происходит по принципу авторитетности руководителя центра финансовой ответственности. При таком управлении на верхнем уровне нарушается один из принципов бюджетирования – эффективности и экономности использования бюджетных средств. Это означает, что при составлении и исполнении бюджетов соответствующие субъекты управления должны исходить из необходимости достижения заданных результатов с использованием наименьшего объема средств или достижения наилучшего результата с использованием определенного бюджетом объема средств [1–3].

Описанные выше проблемы системы управления приводят к потере связи распределителей финансовых ресурсов с производственным планированием и оперативным учетом, начинается «планирование по крупному», появляются новые отчетные формы, заявки, служебные записки, графики и т. д., появляются информационные разрывы. Понятные всем бизнес-процессы изменяются и выходят из единого информационного поля системы и далее живут своей жизнью. Это утверждение справедливо, если система была раньше, но зачастую системы создаются так изначально. Когда бизнес-процессы теряют информационную связь или не имеют её, пропадает необходимость детализации, стандартизации и наполняемости выходных параметров предыдущего процесса. В нашем случае это детализация работ, точность планирования и стоимостные атрибуты работ.

Исполнители разорванных бизнес-процессов, как правило, не могут влиять друг на друга, потому как имеют различных функциональных руководителей и используют различные локальные инструменты управления своим процессом. Часто таким инструментом становятся продукты компании Microsoft с мощными приложениями и редакторами, в которых легко и комфортно работать. В интересах отдельно взятого бизнес-процесса этот выбор скорей всего оправдан, но это если предприятие, его высшему менеджменту не требуется единая система планирования и контроля над своей деятельностью.

Бюджетирование как технология финансового планирования появляется на российских промышленных предприятиях с переходом к рыночной экономике. Бюджетирование стало являться основой для планирования и принятия управленческих решений, основой оценки всех аспектов финансовой состоятельности компании [1–3]. Системы производственного планирования, существовавшие на тот момент, были уже морально устаревшими и не могли в полной мере служить основанием для новых технологий. Поэтому бюджетирование развивалось само по себе и выросло в отдельную систему, с расширением которой исполнителям требуется все больше информации с различных локальных систем планирования и сбора факта выполнения тех или иных работ. Системы стали работать параллельно, в производственном планировании – это объемы ресурсов и сроки выполнения работ, а в бюджетировании – финансовые показатели. Каждый решает свою конкретную задачу, без понимания того, что это одно целое, и разделять атрибуты одной сущности нельзя [4].

Исполнители работ, как правило, работают по сформированному для них индивидуальному заданию, которое при позаказной организации работ приходит от разных руководителей проектов. Часто исполнители не владеют информацией о проекте, не знают, какое задание нужно делать в первую очередь, какое можно отложить, у них нет ответственности в разрезе проектов. Распределением работ занимаются руководители проектов, использующие для управления и контроля свои локальные инструменты, а при выполнении на предприятии одновременно нескольких проектов постоянно возникают спорные ситуации по использованию различных ресурсов. В свою очередь, при исполнении поставленных задач между подразделениями создаются информационные потоки, где одна и та же информация является частью различных бизнес-процессов. Одной и той же информацией необходимо владеть в рамках различных операций, протекающих в разных подразделениях, часто в один и тот же момент времени. Как показывает практика, договариваться между собой большое количество исполнителей и руководителей проектов не могут. Вдобавок, организационная структура предприятия не позволяет руководителям проектов влиять на исполнителей, подчиняющихся своему линейному руководителю [5].

При выборе способов создания информационных систем управления необходимо помнить, что, автоматизируя бизнес-процессы с помощью любых учетно-управленческих систем (от доступной «1С» до сложнейшей «SAP/R3»), многие компании впадают в одну из двух крайностей. Первая – автоматизируются существующие процессы без их предварительного улучшения, фактически кодируется существующий хаос. Информация начинает двигаться значительно быстрее, но по тем же неоптимальным путям и с тем же неадекватным результатом. Вторая – принимаются типовые решения, реализуемые выбранной автоматизированной учетно-управленческой системой, без учета специфики собственного бизнеса. Консультанты, внедряющие систему, не имеют достаточного интеллектуального ресурса в лице штатных квалифицированных исследователей бизнес-процессов и при

этом заставляют ломать собственные бизнес-процессы под типовые требования внедряемой системы [6].

В связи с текущей политической обстановкой, когда предприятия, производящие военную и высокотехнологичную продукцию, попадают под внешние санкции, есть достаточная вероятность блокирования работы программного обеспечения, разработанного вне России. Эта угроза может являться определяющей при выборе средств автоматизации рассматриваемых процессов. Для предприятий отрасли важно отсутствие уязвимости в используемом программном обеспечении и средствах хранения данных.

Подход к организации системы управления. Процесс внутрифирменного управления на предприятии необходимо рассматривать как сеть взаимосвязанных процессов, происходящих в одном информационном поле. При общих подходах и методах перехода на процессное управление и постановке планирования, необходимо учитывать особенности рассматриваемых предприятий, с преобладанием штучного производства с большим объемом научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ. Часто проекты сильно различаются по специфике материалов, покупных и заказных изделий, номенклатура которых определяется после разработки конструкторской документации. В этих условиях необходимо применять проектное управление с высокой точностью планирования в условиях ограниченности во времени и ресурсах предприятия.

Организовать эффективное проектное управление возможно путем внедрения на предприятии единой системы внутрифирменного планирования с детализацией работ до конкретных исполнителей и возможностью не только календарного и ресурсного, но и экономического и финансового планирования. Система планирования должна давать ответы на вопросы о необходимости выполнения тех или иных работ и помогать анализировать объемы необходимых ресурсов для достижения наилучшего результата. В условиях позаказного производства система управления должна быть ориентированной на проектный подход и являться основой для выработки своевременных, взвешенных и непротиворечащих друг другу управленческих решений.

Для создания информационной системы управления, удовлетворяющей всем потребностям менеджмента, необходимо переводить все системы планирования и учета в единое информационное поле с одной нормативной и справочной информацией; определить для всех участников процесса управления один понятийный аппарат; разработать методику планирования работ и обеспечить необходимый контроль их выполнения в различных подсистемах управления с разделением работ по проектам. Каждый должен понимать, зачем, в какие сроки и с каким бюджетом должна быть выполнена конкретная работа. Поэтому для эффективного бюджетного управления необходимо решить цепочку задач, помогающих детализировать цели предприятия к действиям конкретного сотрудника [7].

Для успешного внедрения информационной системы управления на предприятиях необходимым является выполнение следующих условий:

– на предприятии должна быть методическая и методологическая база разработки, контроля и анализа исполнения планируемых работ, а работники управленческих служб должны обладать достаточной квалификацией;

– на предприятии должна быть система управленческого учета, регистрирующая факты хозяйственной деятельности, необходимые для обеспечения процесса планирования, контроля и анализа выполняемых работ;

– предприятие должно иметь: 1) соответствующую организационную структуру, состоящую из структурных подразделений, являющихся исполнителями работ и объектами бюджетирования, которым назначается план работ и которые ответственны за его исполнение; 2) систему управления планированием и бюджетированием – регламент взаимодействия служб аппарата управления и структурных подразделений, закрепляющий обязанности каждого подразделения на каждой стадии процесса планирования, и внутренний документооборот, представляющий собой совокупность информационных потоков в процессе разработки, контроля и анализа исполнения рабочих планов;

– на средних и крупных предприятиях процесс разработки, контроля и анализа исполнения бюджета предполагает регистрацию и обработку больших массивов информации, поэтому необходимо использовать программно-технические средства (единая база данных, адаптированное программное обеспечение) для обеспечения оперативности, непротиворечивости и качества учетно-аналитической работы.

Все перечисленные компоненты процесса планирования и контроля тесно связаны между собой и в совокупности составляют инфраструктуру системы управления, представленную на рисунке.

При процессном подходе к управлению каждая структурная единица обеспечивает выполнение конкретных бизнес-процессов, в которых она участвует. Поток работ в организации имеет очень сложную структуру. Большая часть работы, приносящей результат и ценность для клиента, выполняется на нижнем уровне – уровне исполнителей. Тем не менее поток работ циркулирует вверх-вниз в рамках каждого функционального звена: согласования, утверждения документов, принятия решений и т. п. В работе задействованы как исполнители, так и руководители. Обязанности, область ответственности, критерии успешной деятельности для каждой структурной единицы сформулированы и имеют смысл лишь в контексте конкретного бизнес-процесса [8]. Чтобы эффективно функционировать, менеджмент организации должен определять и управлять многочисленными взаимосвязанными и взаимодействующими процессами. Возникает взаимная ответственность за результат бизнес-процесса между всеми его участниками [9].

Из множества изученных определений бизнес-процесса видно, что все авторы под бизнес-процессом понимают совокупность видов деятельности или функций [10–16]. Изучив проблемы существования систем управления в аэрокосмической отрасли, авторы статьи предлагают подходить к автоматизации рассмотренных и модернизированных взаимосвязанных процессов в одном информационном поле с единой нормативной и справочной информацией.

Инфраструктура системы управления

Заключение. Грамотная автоматизация разработанных процессов позволит построить инструмент точного планирования и контроля работ, отличающийся от аналогов глубокой детализацией и возможностью влиять на конечный результат на всех уровнях управления с помощью вовлечения исполнителей в процесс планирования. Это даст возможность управлять сроками изготовления продукции, прогнозировать перспективу деятельности подразделений и оценивать рентабельность как по заказам, так и всей деятельности предприятия. Система должна увязать все работы, выполняемые на предприятии, с понятием проекта, которое должно проходить через всё программное обеспечение и лечь в основу управления хозяйственной деятельностью. Именно работа из рабочего плана проекта должна являться связующим элементом во всех бизнес-процессах, а её стоимостные атрибуты должны стать основанием для системы бюджетирования. В свою очередь, накопленная статистика и актуальная нормативная информация дадут возможность организовать стратегическое планирование с перспективным календарным, ресурсным, экономическим и финансовым анализом.

В результате внедрения информационной системы с описанными характеристиками, на предприятии должен заработать инструмент управления, позволяющий вести отдельные проекты с использованием одного ограниченного набора ресурсов. Решение совокупности проблем внутрифирменного планирования и систем контроллинга устранит препятствие для успешной работы предприятия и его дальнейшего развития, повысит эффективность и прозрачность в сфере управления. Использование модернизированных систем управления на предприятиях будет способствовать развитию отрасли, стратегической целью которой является обеспечение мирового уровня российской космонавтики и закрепление лидирующей роли России в области космической деятельности.

Библиографические ссылки

1. Хруцкий В. Е., Гамаюнов В. В. Внутрифирменное бюджетирование: Настольная книга по постановке финансового планирования. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Финансы и статистика, 2006. 464 с.

2. Щиборщ К. В. Бюджетирование деятельности промышленных предприятий России. М. : Дело и Сервис, 2001. 544 с.

3. Лащев Е., Митрофанова Е., Рузаева Э. Бюджетирование: руководство к действию. М. : Актион-Медиа, 2010. 144 с.

4. Кондратьев В. В., Кузнецов М. Н. Показываем бизнес-процессы. М. : Эксмо, 2007. 352 с.

5. Бармаков Б. П. Актуальные проблемы в управлении отечественными предприятиями. URL: www.finexpertiza.ru/articles/actual_problems/ (дата обращения: 20.07.2014).

6. Кочетов А. Г. Новационные бизнес-процессы. Пошаговая технология разработки, внедрения и контроля выполнения. М. : Эксмо, 2009. 144 с.

7. Финансовый : практ. журнал по управлению финансами компании [Электронный ресурс]. 2014. 96 с. URL: http://fin2top.com/poisk/arhiv/jurnali.

8. Обер-Крие Дж. Управление предприятием / пер. с фр. под общ. ред. В. М. Кузнецова. М. : Прогресс, 1973. 304 с.

9. Процессный подход // Все о качестве. Зарубежный опыт. НТК «Терек», 2000.

10. Ойхман Е. Г., Попов Э. В. Реинжиниринг бизнеса: реинжиниринг организаций и информационные технологии. М. : Финансы и статистика, 1997. 336 с. : ил.

11. Хаммер М., Чампи Дж. Реинжиниринг корпорации: Манифест революции в бизнесе. СПб. : Издательство С.-Петербург. ун-та, 1997.

12. Калянов Г. Н. Теория и практика реорганизации бизнес-процессов. М. : СИНТЕГ, 2000. 212 с. (Сер. «Реинжиниринг бизнеса»).

13. Davenport T. H. Business Innovation, Reengineering Work trough Information Technology. Boston : Harvard Business School Press, 1993.

14. Репин В. В., Елиферов В. Г. Процессный подход к управлению. Моделирование бизнес-процессов. М. : РИА «Стандарты и качество», 2004. 408 с. : ил. (Сер. «Практический менеджмент»).

15. Кукарцев А. В., Бойко А. А. Подходы к улучшению бизнес-процессов организации // Проблемы повышения эффективности региона : межвузовский сб. науч. тр. / под общ. ред. проф. Г. П. Белякова ; СибГАУ. Красноярск, 2002. С. 148–154.

16. Михалев Г. С. Теоретический анализ в научных экономических исследованиях: анализ основополагающих понятий : метод. пособие для аспирантов, магистров и студентов / САА. Красноярск, 2000. 60 с.

References

1. Hrutckiy V. E., Gamayunov V. V. *Vnutrifirmennoe budzhetirovanie: Nastol'naya kniga po postanovke finansovogo planirovaniya 2-e isd., pererab. i dop.* [Budgeting in the firm: Handbook on the formulation of planning. 2 revised and enlarged edition]. Moscow, Finansy i statistika Publ., 2006, 464 p.

2. Shhiborshh K. V. *Budzhetirovanie deyatel'nosti promyshlennykh predpriyatij Rossii.* [Budgeting activities of industrial enterprises of Russia]. Moscow, Delo i Servis Publ., 2001, 544 p.

3. Lashhev E., Mitrofanova E., Ruzaeva E. *Budzhetirovanie rukovodstvo k dejstviyu.* [Budgeting guide to action] Moscow, Aktion-Media Publ., 2010, 144 p.

4. Kondratiev V. V., Kuznetcov M. N. *Pokazyvaem biznes-protsessy* [Show business processes]. Moscow, Eksmo Publ., 2007, 352 p.

5. Barmakov B. P. *Aktualnye problemy v upravlenii otechestvennymi predpriyatiyami* [Current problems in the management of Russian enterprises]. Available at: www.finexpertiza.ru/articles/actual_problems/ (accessed 20.07.2014).

6. Kochetov A. G. *Novatsionnye biznes-protsessy. Poshagovaya tekhnologiya razrabotki, vnedreniya i kontrolya vypolneniya.* [Novation business processes. Step-by-step technology of development, introduction and control of performance]. Moscow, Eksmo Publ., 2009, 144 p.

7. *Finansovyi direktor*. June, 2014 (In Russ.). Available at: http://fin2top.com/poisk/arhiv/jurnali.

8. J. Aubert-Kriye. *Upravlenie predpriyatiem* [Business management]. Moscow, Progress Publ., 1973, 304 p.

9. *Protsessnyi podkhod.* [Process approach]. Collection: All about quality. Foreign experience. NTK "Terek", 2000.

10. Oyhman E. G., Popov E. V. *Reinzhiniring biznesa: Reinzhiniring organizatsii i informatsionnye tekhnologii* [Business Reengineering: Reengineering organizations and information technology]. Moscow, Finansy i statistika Publ., 1997, 336 p.

11. Hammer M., Champy J. *Reinzhiniring korporatsii: Manifest revolyutsii v biznese* [Reengineering the Corporation: A Manifesto revolution in business]. St. Petersburg, Publishing House of St. Petersburg University, 1997.

12. Kalyanov G. N. *Teoriya i praktika reorganizatsii biznes-protsessov. Seriya «Reingzhiniring biznesa»* [Theory and practice of business process reengineering. A series of "Reengineering the business"] Moscow, SINTEG Publ., 2000, 212 p.

13. Davenport T. H. Business Innovation, Reengineering Work trough Information Technology. Boston: Harvard Business School Press, 1993.

14. Repin, V., Eliferov V. G. *Protsessnyi podkhod k upravleniyu. Modelirovanie biznes-protsessov.* [Process approach to management. Modeling of business processes]. Moscow, RIA "Standarty i kachestvo", 2004, 408 p.

15. Kukartsev A. V., Boyko A. A. [Approach to improve the business processes of the organization]. *Problemy povysheniya effektivnosti regiona. Mezhvuzovskii sbornik nauchnykh trudov. Pod obshch. red. Prof. G.P. Belyakova.* [Problems of improving the efficiency of the region. Interuniversity collection of scientific papers. Under total. Ed. Prof. G. P. Belyakov] Krasnoyarsk, SibSAU, 2002, p. 148–154.

16. Mikhalev G. S. *Teoriticheskij analiz v nauchnykh ekonomicheskikh issledovaniyakh: analiz osnovopolagauschikh ponatij.* [Theoretical analysis in scientific economic researches: analysis of fundamental concepts]. Krasnoyarsk, SAA, 2000, 60 p.

© Негляд Е. В., Картамышев А. С., 2014

УДК 331

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 282–287

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ОЦЕНКИ КАЧЕСТВА ПОДГОТОВКИ ИНЖЕНЕРНЫХ КАДРОВ ДЛЯ ПРЕДПРИЯТИЙ ОБОРОННО-ПРОМЫШЛЕННОГО КОМПЛЕКСА

Т. Г. Окунева

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: okuneva@sibsau.ru

Важнейшей государственной задачей в настоящее время является инновационное развитие предприятий российского оборонно-промышленного комплекса, в том числе техническое перевооружение производства и вклад средств в развитие инновационных технологий. Для этого необходимы новые подходы как в системе управления предприятием оборонно-промышленного комплекса, так и в системе подготовки и переподготовки инженерных кадров для этих предприятий. В то же самое время приоритетной задачей политики государства в образовательной сфере является обеспечение высокого качества образования. Для обеспечения поставленных государством задач необходимо совершенствовать оценку качества профессионального образования.

Целью статьи является разработка методов по совершенствованию оценки качества образования, методов системного управления качеством в области управления высшим учебным заведением, рекомендаций для включения на федеральном уровне ряда критериальных показателей в систему оценки качества подготовки кадров высшими учебными заведениями. Разработанную методику смогут использовать высшие учебные заведения для самоанализа, самооценки и создания собственной системы управления качеством.

Рассматривается новый подход в системе постоянного публичного мониторинга функционирования и развития государственной системы профессионального образования, предлагается совершенствование оценки качества образования РФ с вовлечением всех заинтересованных сторон в процессы управления качеством.

Ключевые слова: инженерные кадры оборонно-промышленного комплекса, оценка качества образования, мониторинг, компетентность.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 282–287

ENGINEERING TRAINING QUALITY EVALUATION IMPROVEMENT FOR DEFENSE COMPANIES

T. G. Okuneva

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation
E-mail: okuneva@sibsau.ru

Innovative development of defense enterprises, including manufacturing re-equipment and innovation investment is one of the priorities of government policy. This task requires new approaches to defense enterprise management system and to an education system for management and engineering of defense enterprises. At the same time, the priority state policy task at the education sphere is providing a high quality of education. An improvement of quality evaluation of professional education is necessary to implement the new policy.

The aim of this research is a development of education quality evaluation methods improvement, the methods of system quality management in the field of university management, the recommendations for inclusion a number of criteria indicators in the Federal indicators system of University quality evaluation.

Developed technique can be used for university's self-examination, self-evaluation and for creation of its own quality management system.

A new approach for the permanent public monitoring of functioning and for development of state professional education system is presented in the article, the improvement of education quality evaluation in the Russian Federation with the involvement of all stakeholders in the quality management processes is proposed.

Keywords: engineering personnel of the defense complex, education quality evaluation, monitoring, competences.

Введение. Оборонно-промышленный комплекс (ОПК) занимает особое место и играет заметную роль в развитии экономики и обеспечении национальной безопасности страны, заключающуюся в защите ее независимости, государственной и территориальной целостности. Развитие технологической базы ОПК формирует ключевое направление научно-технологического прогресса страны [1].

Государством ввиду экономического реформирования и политической ситуации в мире разработана Федеральная целевая программа развития ОПК на 2011–2020 годы (ФЦП-2020), Государственная программа РФ «Космическая деятельность России на 2013–2020 годы», ключевыми задачами которых являются создание научно-технического и технологического задела для разработки перспективных образцов ракетно-космической техники, обеспечение производства высокотехнологичной военной продукцией, конкурентоспособной по своим боевым и эксплуатационным характеристикам [2; 3].

В отраслевую структуру предприятий ОПК входят: радиоэлектронный комплекс, авиационная, ракетно-космическая, судостроительная отрасли, отрасли обычных вооружений, боеприпасов и спецхимии. В соответствии с действующей редакцией сводного реестра организаций ОПК, утвержденной приказом Минпромторга России от 05 февраля 2013 года № 137, к ОПК отнесены 1340 организаций [4].

Надо учитывать тот факт, что оборонные предприятия России в рамках проведенной конверсии 1990-х годов провели перепрофилирование своего производства на выпуск продукции повседневного спроса, а многие предприятия совсем были закрыты.

На сегодняшний день при реорганизации ОПК возникает ряд проблем, таких как низкий научно-технический уровень, определяемый износом основных производственных фондов; низкая эффективность инновационных проектов; неотлаженные механизмы государственного и рыночного регулирования развития ОПК; утраченная взаимосвязь предприятий ОПК и образовательных учреждений (ОУ), ведущих подготовку инженерных кадров; низкий уровень кадрового потенциала.

Несмотря на возросший спрос на инженерные специальности и значительный выпуск инженерных кадров, работодателей зачастую не устраивают компетенции выпускников, недостаток практического опыта, направление подготовки выпускника вуза. Кроме этого, причиной упадка качественного инженерного образования стало отсутствие общих требований к квалификации специалистов, постоянное изменение государственных образовательных стандартов, устаревшая материально-техническая и кадровая база вузов, противоречия между требованиями работодателей и системой подготовки кадров [5].

Постановка задачи. В связи с этим государством поставлена задача по модернизации системы образования: разработана Концепция Федеральной целевой программы развития образования на 2011–2015 гг. [6].

Повышение качества профессионального образования, включая развитие системы непрерывного образования, является важной государственной задачей в модернизации системы образования и развитии производства ОПК. Эффективное решение данной задачи может быть выполнено на основе участия всех заинтересованных сторон: органов государственной власти, работодателей, молодежи и студенческих организаций, представителей учебных заведений, общественности. Для этого необходимо совершенствовать оценку качества образования на федеральном уровне, необходим новый подход в системе постоянного публичного мониторинга функционирования и развития системы профессионального образования, особенно инженерного образования.

Оценка качества образования. Качество образовательного процесса – это интегральное свойство, обусловливающее способность педагогической системы удовлетворять существующим и потенциальным потребностям личности и общества, государственным требованиям по подготовке высококвалифицированных специалистов [7].

Для определения качества образования, учитывая потребности работодателей, необходимо проводить эффективную оценку качества образования. Данная оценка будет результативна, если ее проводить на уровне Министерства образования и науки Российской Федерации. В настоящий момент в России существует внешняя и внутренняя оценка качества высшего профессионального образования. Внешняя оценка осуществляется в следующих формах: обязательная – государственная аккредитация, лицензионный контроль, мониторинг деятельности вузов; по желанию вуза – общественно-профессиональная аккредитация, различные конкурсы по оценке качества в сфере образования.

Мониторинг деятельности вузов позволяет провести анализ эффективности деятельности ОУ и включает в себя такие критериальные показатели, как образовательная, научно-исследовательская, международная, финансово-экономическая деятельность; инфраструктура; трудоустройство. Данные показатели характеризуются количественными составляющими и не предусматривают качественной оценки выпускников ОУ работодателями.

Внутренняя оценка заключается в основном в самообследовании ОУ, в то время как четкие указания от Министерства образования и науки Российской Федерации отсутствуют. В таких условиях внутренней гарантией качества предоставляемой образовательной услуги становится наличие в образовательном учреждении эффективной системы менеджмента качества (СМК). В связи со вступлением России в Болонский процесс за десятилетний период многие вузы внедрили элементы СМК. Для совершенствования механизма оценки качества образования необходимо на федеральном уровне включить обязательным показателем деятельности высших учебных заведений наличие СМК и проводить оценку ее эффективности. Для этого необходимо разработать единую форму опроса работодателей о качестве подготовки молодых специалистов в вузе. Следовательно, необходимо выставлять требования для каждого вуза по внедрению СМК в соответствии с определенными критериями оценки. Критерии оценки должны быть разработаны

на федеральном уровне. В качестве критериев оценки могут быть применены такие показатели, как степень удовлетворенности выпускников и студентов обучением в ОУ, степень удовлетворенности работодателей качеством подготовки выпускников ОУ, повышение квалификации преподавателей и сотрудников ОУ, наличие и эффективность системы мотивации преподавателей и сотрудников ОУ и др. Каждый критерий должен быть измерим.

Элементы оценки качества образования. СМК образовательного учреждения как подтверждение внутренней гарантии качества образовательной услуги должна включать в себя следующие элементы:

– оценка успеваемости студентов по формам обучения;

– система мониторинга качества образовательной услуги заинтересованных сторон (студент, преподаватель, выпускник, работодатель, сотрудник);

– проведение самообследования;

– проведение внутренних аудитов СМК и сбор предложений от сотрудников и преподавателей по улучшению деятельности ОУ.

В свою очередь, система мониторинга качества образовательной услуги высшего учебного заведения должна включать в себя следующие оценки:

– оценка преподавателя студентами;

– оценка удовлетворенности студентов обучением;

– оценка удовлетворенности выпускников обучением;

– оценка удовлетворенности преподавателей и сотрудников работой в ОУ;

– самооценка курса преподавателем [8].

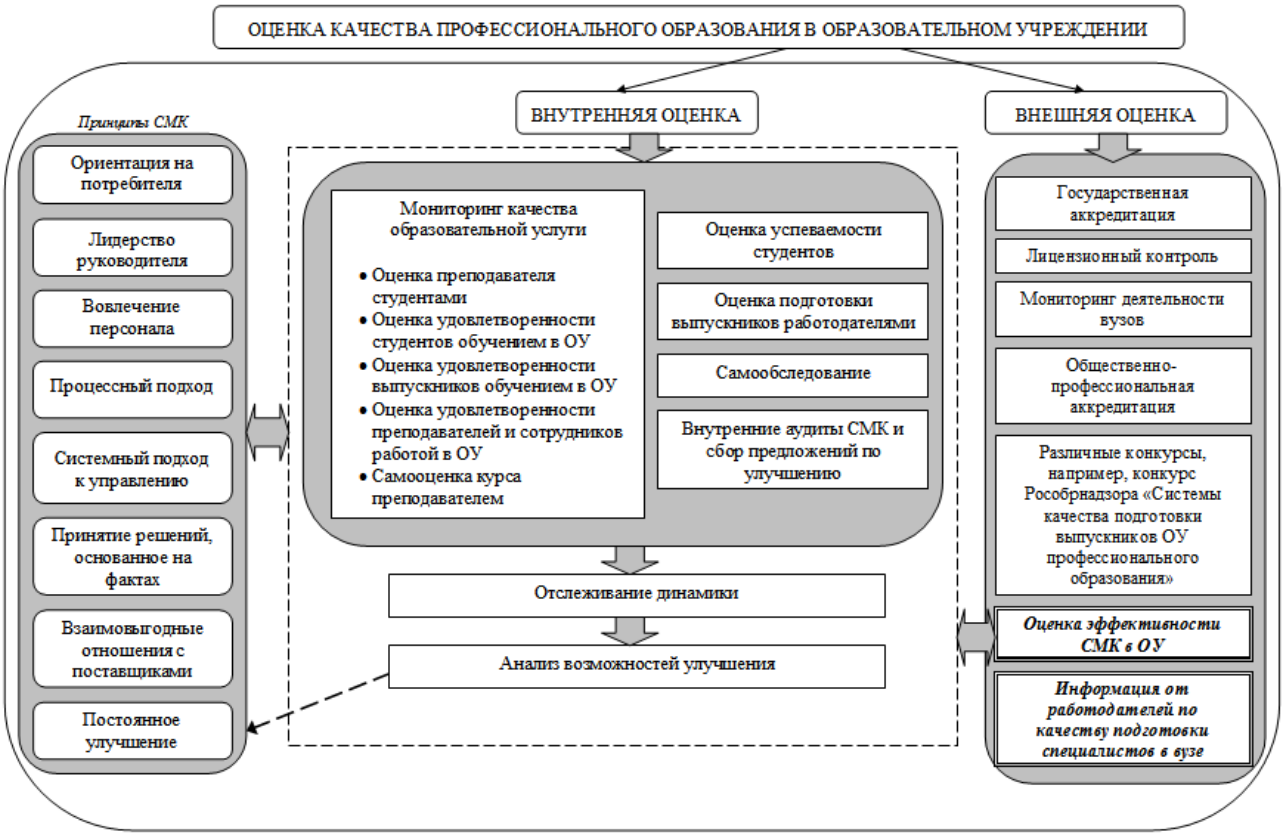
В основе вышеперечисленных элементов должны лежать восемь принципов менеджмента качества: ориентация на потребителя; лидерство руководителя; вовлечение персонала; процессный подход; системный подход к управлению; принятие решений, основанных на фактах; взаимовыгодные отношения с поставщиками; постоянное улучшение [9–11].

Систематическое осуществление сбора и анализа фактических данных в системе мониторинга качества образовательной услуги позволяет отслеживать динамику процесса и выявлять критические места для оперативного устранения причин несоответствий, что способствует реализации принципа постоянного улучшения.

Взаимодействие вышеперечисленных элементов внутренней и внешней оценки качества образования в ОУ для высшего учебного заведения показано на схеме (см. рисунок).

Организация мониторинга качества образования. Для совершенствования механизма оценки качества образования необходимо определить степень удовлетворенности требований заинтересованных сторон. Чем больше заинтересованных сторон будет вовлечено в систему мониторинга, тем целостнее будет видна картина для анализа.

Остановимся подробнее на элементах организации системы мониторинга качества образовательной услуги в высшем учебном заведении.



Система оценки качества профессионального образования
в образовательном учреждении

Оценка преподавателя студентами (удовлетворенность студентов качеством преподавания)

Результат качества образования напрямую зависит от компетентности, знаний и опыта преподавателя. Поэтому целью данной оценки является определение степени удовлетворенности студентов работой преподавателя, а именно, качеством преподавания дисциплины.

Каждое ОУ в зависимости от специфики деятельности должно разработать форму проведения оценки преподавателя студентами и систему критериев данной оценки, которая должна в себя включать: оценку освоения программы курса; обеспечение дисциплины методическими материалами, разработанными данным преподавателем; умение преподавателя работать с аудиторией; объективность оценивания знаний студентов; применение активных форм обучения; оценку компетентности преподавателя; самооценку знаний и ряд других параметров.

Анализ полученных данных по факультетам осуществляет уполномоченное структурное подразделение вуза. Для своевременного принятия мер отчеты по оценке преподавателей студентами выдаются деканам факультетов. Результатом осуществления данной оценки может служить проведение индивидуальной беседы с преподавателем, имеющим низкий балл, поощрение на уровне деканата/кафедры. По итогам оставленных замечаний и предложений студентов формируются рекомендации ответственному за учебный процесс в вузе, деканам факультетов, преподавателям.

Оценка удовлетворенности студентов обучением в вузе

Целью проведения данной оценки является ежегодное определение степени удовлетворенности студентов различными сторонами образовательного процесса, а также выявление уровня удовлетворенности образовательными методиками, социальных потребностей студентов, отношения к вузу, учебному процессу, социокультурной среде и психологической атмосфере в коллективе вуза.

Оценка должна осуществляться по следующим параметрам: удовлетворенность студенческой жизнью; материально-техническая база; информационно-техническая база; организация учебного процесса; организация творческой деятельности; бытовые аспекты.

По результатам анализа полученных данных высшее руководство вуза составляет корректирующие действия в отношении организации учебного процесса, развития материально-технической базы, организации творческой и воспитательной деятельности, развития информационно-технической базы, проведения хозяйственно-ремонтных работ, обеспечения социально-бытовых условий и адресует их владельцам данных процессов.

Оценка удовлетворенности выпускников обучением в вузе

Основной целью данной оценки является определение степени удовлетворенности выпускников обучением в вузе, степени удовлетворенности качеством преподавания, а также выявление планов выпускников на будущее. Анализ данных должен осуществляться ежегодно.

При данной оценке необходимо учесть следующие параметры: удовлетворенность обучением в целом; перспективы трудоустройства выпускников; намерение работать по полученной специальности; организация образовательного процесса и практик и др. Кроме этого, выпускники высказывают замечания и предложения по улучшению образовательного процесса в вузе, которые служат основой для проведения корректирующих действий.

Оценка удовлетворенности преподавателей и сотрудников работой в вузе

Степень удовлетворенности преподавателей и сотрудников работой в вузе является одним из показателей деятельности вуза в области обеспечения качества подготовки специалистов, так как каждый сотрудник оказывает непосредственное влияние на образовательный процесс.

Данную оценку необходимо проводить ежегодно по следующим показателям: привлекательные стороны работы в вузе; удовлетворенность своей деятельностью в данной организации; удовлетворенность системой мотивации и оплатой труда; удовлетворенность организацией и выявлением проблем учебного процесса со стороны преподавателей; оценка материально-технического оснащения учебного процесса со стороны преподавателей; удовлетворенность организацией рабочего места; удовлетворенность условиями обслуживания в вузе.

Самооценка курса преподавателем

По окончании проведения дисциплины преподаватель должен осуществлять самооценку курса. В опросном листе могут быть отражены следующие аспекты: достигнуты ли цели курса; усвоили ли студенты ту или иную тему; какую тему следовало бы осветить в большем объеме и др. В заключение анкеты преподаватель должен составить план действий по улучшению преподаваемой дисциплины.

Вообще, целью проведения самооценки является определение уровня качества деятельности и путей ее совершенствования. Освоение технологий самооценки качества собственной деятельности – это важная и непростая задача, так как существенную роль здесь играют не только технологии, внедряемые при самооценке курса, но и возможные последствия, к которым они могут привести [12].

Отметим, что оценка по критериям системы мониторинга качества образовательной услуги может осуществляться как однозначными ответами «да»/«нет», так и по балльной шкале, например, 5-балльной шкале (5 – самый высокий балл, 1 – самый низкий балл).

Инженерное образование всегда требует высоких знаний естественно-научных дисциплин. Успеваемость студентов характеризует знания обучаемых, соответственно, и качество обучения. Элемент внутренней оценки качества образования «Оценка успеваемости студентов» позволяет отслеживать динамику показателей, характеризующих абсолютную и качественную успеваемость студентов, по формам обучения в разрезе по направлениям подготовки.

Абсолютная и качественная успеваемость студентов направления подготовки «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов. Ракетные транспортные системы» за 2011/12 – 2013/14 уч. гг.

Курс	Абсолютная успеваемость весеннего семестра, %			Качественная успеваемость весеннего семестра, %		
	2011–2012	2012–2013	2013–2014	2011–2012	2012–2013	2013–2014
1 курс	81,3	87,5	73,9	53,8	42,9	41,1
2 курс	91,2	100,0	76,9	51,6	55,6	30,0
3 курс	95,8	96,8	100,0	39,1	53,3	60,0
4 курс	100,0	90,0	97,1	76,9	66,7	41,2
5 курс	100,0	100,0	93,1	92,9	100,0	85,2
В среднем	*93,7*	*94,9*	*88,2*	*62,9*	*63,7*	*52,1*

Абсолютная успеваемость – это отношение числа студентов, сдавших все экзамены в сессию, к числу обязанных сдавать экзамены. Качественная успеваемость – это отношение числа студентов, сдавших все экзамены на отлично, на хорошо и отлично и только на хорошо, к числу студентов, сдавших все экзамены в сессию [13].

Отслеживая динамику этих показателей в зависимости от нового набора студентов, можно увидеть потенциал будущих выпускников, будущих инженерных кадров. Например, проведенные в Сибирском государственном аэрокосмическом университете имени академика М. Ф. Решетнева исследования по оценке успеваемости студентов одного из инженерных направлений подготовки «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов. Ракетные транспортные системы» показывают снижение качественной и абсолютной успеваемости с каждым годом набора. Результаты успеваемости за три года отражены в таблице. Данное исследование позволяет выявлять причины снижения уровня обучаемости студентов и принимать меры для их устранения. Одной из наиболее часто встречаемых проблем является снижение уровня подготовки школьного образования как по предметам естественно-научного профиля, так и презентационных навыков.

Еще одним важным показателем внутренней оценки качества образования являются полученные выпускником компетенции за время обучения в вузе, которые может оценить работодатель. Соответственно, вуз должен осуществлять эффективное взаимодействие с работодателями, проводить опросы и анализ полученных результатов. Помимо внутреннего взаимодействия вуза с работодателями, необходимо на федеральном уровне установить единую форму оценки качества подготовки выпускников в вузе крупными организациями-работодателями, которая должна осуществляться в виде проведения независимых от вузов опросов и сборов сведений.

Заключение. Предложенная система совершенствования оценки качества образования ориентирована на все заинтересованные стороны, в том числе на оценку выпускников работодателями. Данная модель позволит восстановить утраченную взаимосвязь образовательных учреждений с предприятиями различного уровня, в том числе с предприятиями ОПК. Установленные на федеральном уровне единые требования и критерии оценки эффективности СМК для всех вузов и реализация механизма независимого сбора информации от работодателей о качестве подготовки молодых специалистов позволит своевременно принимать меры по улучшению качества образовательного процесса и хорошо дополнит существующую на сегодняшний день систему оценки качества образования в Российской Федерации.

Библиографические ссылки

1. Оборонно-промышленный комплекс России в современных экономических условиях [Электронный ресурс]. URL: http://sibac.info/10444 (дата обращения: 20.08.2014).

2. Государственная программа Российской Федерации «Космическая деятельность России на 2013–2020 годы» [Электронный ресурс]. URL: http://www.federalspace.ru/20561/ (дата обращения: 11.05.2014).

3. Федеральная целевая программа развития ОПК на 2011–2020 годы [Электронный ресурс]. URL: http://www.rg.ru/2013/02/11/opk-garantii-site-dok.html (дата обращения: 11.02.2013).

4. Министерство промышленности и торговли Российской Федерации [Электронный ресурс]. URL: http://www.minpromtorg.gov.ru/docs/mpt/orders/647 (дата обращения: 25.09.13).

5. Инженерное образование: механизм подготовки требует ремонта [Электронный ресурс]. URL: http://www.akvobr.ru/inzhenernoe_obrazovanie_mehanizm.html (дата обращения: 24.01.2013).

6. Распоряжение Правительства РФ от 07.02.2011г. № 163-р «О Концепции Федеральной целевой программы развития образования на 2011–2015 годы» [Электронный ресурс]. URL: http://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/55070647/#ixzz3F3D7Fz2S (дата обращения: 24.02.2011).

7. Стародубов В. И., Сидоров П. И., Васильева Е. Ю. Оценка качества образовательной среды : учебник для вузов. М. : Литтерра, 2013. 464 с.

8. Окунева Т. Г., Подвербных О. Е. Мониторинг качества подготовки кадров в инженерном вузе: опыт СибГАУ // Управление человеческими ресурсами – основа развития инновационной экономики : материалы V Междунар. науч.-практ. конф. / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2014. С. 59–62.

9. ГОСТ ISO 9000–2011. Системы менеджмента качества. Основные положения и словарь / под ред. Н. Н. Кузьминой. М. : ФГУП «Стандартинформ», 2012. 32 с.

10. ГОСТ Р ИСО 9004–2010. Менеджмент для достижения устойчивого успеха организации. Подход на основе менеджмента качества. М. : ФГУП «Стандартинформ», 2011. 47 с.

11. ГОСТ Р 52614.2–2006. Системы менеджмента качества. Руководящие указания по применению ГОСТ Р ИСО 9001–2001 в сфере образования. М. : ФГУП «Стандартинформ», 2007. 70 с.

12. Стародубов В. И., Сидоров П. И., Васильева Е. Ю. Системный мониторинг образовательной среды : учебник для вузов. М. : Литтерра, 2013. 304 с.

13. Окунева Т. Г., Куприянова О. А., Дапкунайте Е. И. Система менеджмента качества в образовании: опыт СибГАУ // Новые информационные технологии и менеджмент качества (NIT&QM’2011) : материалы междунар. научн. конф. / ФГУ ГНИИ ИТТ «Информика». М. : ООО «Арт-Флэш», 2011. С. 155–157.

References

1. *Oboronno-promyshlennyj kompleks Rossii v sovremennykh jekonomicheskikh uslovijakh*. [Russian defense complex in modern economic conditions] (In Russ.). Available at: http://sibac.info/10444 (accessed: 20.08.2014).

2. *Gosudarstvennaja programma Rossijskoj Federatsii “Kosmicheskaja dejatel'nost' Rossii na 2013–2020 gody”*. [State Russian Federation program “Space activity of Russia for 2013–2020”] (In Russ.). Available at: http://www.federalspace.ru/20561/ (accessed 11.05.2014).

3. *Federal'naja tselevaja programma razvitija OPK na 2011–2020 gody*. [The Federal target program of defense industry development for 2011–2020] (In Russ.). Available at: http://www.rg.ru/2013/02/11/opk-garantii-site-dok.html (accessed: 11.02.2013).

4. *Ministerstvo promyshlennosti i torgovli Rossijskoj Federatsii* [The Ministry of industry and trade of Russian Federation] (In Russ. Available at: http://www.minpromtorg.gov.ru/docs/mpt/orders/647 (accessed 25.09.13).

5. *Inzhenernoe obrazovanie: mekhanizm podgotovki trebuet remonta.* [Engineering education: the mechanism of training needs repair] (In Russ.). Available at: http://www.akvobr.ru/inzhenernoe_obrazovanie_mehanizm.html (accessed 24.01.2013).

6. *Rasporyazhenie Pravitel'stva RF ot 07.02.2011 № 163-r “O Kontseptsii Federal'noi tselevoi programmy razvitiya obrazovaniya na 2011–2015 gody”* [The decree of the RF Government “On the concept of the Federal target program of education development for 2011-2015” of February 07, 2011 No. 163-r] (In Russ.). Available at: http://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/55070647/#ixzz3F3D7Fz2S (accessed 24.02.2011).

7. Starodubov V. I., Sidorov P. I., Vasil'eva E. Ju. *Otsenka kachestva obrazovatel'noj sredy*. [Educational environment quality evaluation]. Moscow, Littera Publ., 2013, 464 p.

8. Okuneva T. G., Podverbnyh O. E. [Engineering training quality monitoring at high school: SibSAU experience]. *Upravlenie chelovecheskimi resursami – osnova razvitiya innovatsionnoi ekonomiki : materialy V Mezhdunar. nauch.-prakt. konf. Sib. gos. aerokosmich. un-t.* [Human resource management as a basis for the development of innovative economics. Materials V International Research Conference (on March, 20-21th 2014, Krasnoyarsk)]. Krasnoyarsk, 2014, p. 59–62 (In Russ.).

9. *GOST ISO 9000–2011. Sistemy menedzhmenta kachestva. Osnovnye polozhenija i slovar'.* [Interstate Standard ISO 9000-2011. Quality management systems. Fundamentals and vocabulary]. Moscow, Standartinform Publ., 2012, 32 p.

10. *GOST R ISO 9004–2010. Menedzhment dlja dostizhenija ustojchivogo uspekha organizatsii. Podkhod na osnove menedzhmenta kachestva*. [State Standard R 9004-2010. Management for the organization steady success. Quality management approach]. Moscow, Standartinform Publ., 2011, 47 p.

11. *GOST R 52614.2–2006. Sistemy menedzhmenta kachestva. Rukovodjashhie ukazanija po primeneniju GOST R ISO 9001-2001 v sfere obrazovanija*. [Quality management system. Guidanes for the application of GOST R ISO 9001-2001 in education]. Moscow, Standartinform Publ., 2007, 70 p.

12. Starodubov V. I., Sidorov P. I., Vasil'eva E. Ju. *Sistemnyj monitoring obrazovatel'noj sredy*. [Educational environment system monitoring]. Moscow, Littera Publ., 2013, 304 p.

13. Okuneva T. G., Kuprijanova O. A., Dapkunajte E. I. [The education management quality system: experience of SibSAU]. *Novye informatsionnye tekhnologii i menedzhment kachestva (NIT&QM’2011). Materialy mezhdunarodnoi nauchnoi konferentsii* [New information technologies and quality management (NIT&QM’2011). Materials of the International Scientific Conference]. Moscow, CO LTD “Art-Flash” Publ., 2011, p. 155–157.

© Окунева Т. Г., 2014

УДК 330.105.6.001.76

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 288–293

STUDY MOTIVES OF EMPLOYEES IN THE INNOVATION ACTIVITY AS A BASIS OF HUMAN CAPITAL AT ENTERPRISES OF MILITARY-INDUSTRIAL COMPLEX

O. E. Podverbnykh, B. D. Sandanova

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation
E-mail: podverbnih@sibsau.ru

The priority of the military-industrial complex (MIC) in the economy of the Russian Federation is determined by the role of the defense industry in the technical and technological modernization of economy rather than by the magnitude of military production. Organizing high-technology and competitive production is possible only on condition that MIC is provided with qualified employees who possess high intellectual and creative potential. At the same time, the requirements for the management mechanisms relating to the formation and development of human capital are increased either.

The paper presents the results of a study of one of the subsystems of human capital management, which is the system of motivation and stimulation of employees' innovative activity. The study was conducted at a large enterprise of military-industrial complex Open Joint Stock Company "Krasnoyarsk Machine-Building Plant" by an anonymous survey of employees. The respondents included managers, specialists and workers. The aim of the study is to investigate the motives of employees for innovative activity and organizational and managerial factors of stimulation.

The results show that material factors and motives largely affect the innovative activity of employees. As a results of the survey, it was also found that additional measures are needed to create a favourable environment for innovative activity, mainly by removing barriers associated with financing and organizing innovative activity.

The results received in the survey enable the company administration to adjust the applied tools and methods of the system of motivation and stimulation of employees' innovative activity to improve its efficiency, which subsequently leads to the development of innovative activity at an enterprise. The formulated principles allow to form a system of motivation and stimulation of innovative activity, focusing on the development of human capital at enterprises of MIC.

Keywords: motivation of innovative activity, human capital at an enterprise, employees of the military-industrial complex.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 288–293

ИССЛЕДОВАНИЕ МОТИВОВ ИННОВАЦИОННОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ РАБОТНИКОВ КАК ОСНОВА ЧЕЛОВЕЧЕСКОГО КАПИТАЛА ПРЕДПРИЯТИЙ ОБОРОННО-ПРОМЫШЛЕННОГО КОМПЛЕКСА

О. Е. Подвербных, Б. Д. Санданова

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева,
Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail podverbnih@sibsau.ru

Приоритетность оборонно-промышленного комплекса (ОПК) в экономике Российской Федерации определяется не столько масштабностью военного производства, сколько ролью ОПК в технической и технологической модернизации экономики. Организация высокотехнологичного, конкурентоспособного производства возможна только при условии обеспечения ОПК квалифицированными работниками, обладающими высоким интеллектуальным и творческим потенциалом. При этом повышаются требования к управленческим механизмам, связанные с формированием и развитием человеческого капитала.

Приведены результаты исследования одной из подсистем управления человеческим капиталом – системы мотивации и стимулирования инновационной деятельности работников. Исследование проводилось на крупном предприятии оборонно-промышленного комплекса – открытом акционерном обществе «Красноярский машиностроительный завод», путем анонимного анкетирования работников. В число респондентов вошли руководители, специалисты и рабочие. Целью исследования являлось изучение мотивов работников инновационной деятельности и организационно-управленческих факторов стимулирования.

Результаты исследования показали, что материальные факторы и мотивы в значительной степени влияют на инновационную деятельность работников. Также по результатам анкетирования было выявлено, что необходимы дополнительные меры по созданию благоприятных условий для осуществления инновационной деятельности работников, главным образом путем устранения препятствий, связанных с финансированием и организацией инновационной деятельности.

Полученные результаты позволят руководству предприятия скорректировать применяемые инструменты и методы системы мотивации и стимулирования работников для повышения ее эффективности, которые в дальнейшем приведут к развитию инновационной деятельности предприятия. Сформулированные принципы позволят сформировать систему мотивации и стимулирования инновационной деятельности, ориентируясь на развитие человеческого капитала предприятий ОПК.

Ключевые слова: мотивация инновационной деятельности, человеческий капитал предприятия, работники оборонно-промышленного комплекса.

Technological modernization of Russian economy and increase in its competitiveness on the basis of advanced technologies requires the development of innovative activity at enterprises [1–3]. Innovative activity appears at the intersection of economic and social dimensions, each of which has an impact on businesses in the changing environment.

At the moment in the period of transition of military-industrial complex (MIC) to innovative economy, employees as creators and implementers of innovation cometo the front [4]. The human capital becomes the main resource of innovative development, which is considered as "a resource of knowledge, abilities and motivations possessed by everyone" [5; 6].

To preserve and develop the human capital MIC enterprises need to find a special approach to the formation mechanisms of motivation and stimulation that correspond to the modern conditions of functioning of MIC enterprises and provide favorable and successful development of the human capital.

Existing motivation systems at enterprises are often aimed at improving the efficiency of employees, while in the innovative economy the system of motivation and stimulation should focus on the development of professional and personal abilities [7; 8]. Continuous development of such elements of human capital, as creativity, intellectual ability and professional competence lead to the regular development and implementation of innovation, which is an evidence of effective innovative activity at an enterprise.

While forming the system of motivation and stimulation, it is important to have a systematic understanding of the effectiveness of practical tools and techniques applied, on the one hand, and the motives that encourage employees to innovate, on the other hand [9; 10]. To solve this problem, we conducted a research, the aim of which was to study the motives of innovative activity of employees at DIC enterprises and managerial and organizational factors of stimulation. The objectives of the study are:

1) the analysis of conditions created at an enterprise to promote innovation;

2) to identify internal and external barriers for innovative activity;

3) to determine the structure of employees' motives encouraging them to participate in innovative activities;

4) to identify factors that motivate employees to innovate.

Employees of Open Joint Stock Company "Krasnoyarsk Machine-Building Plant" took part in an anonymous survey [based on sources 11–13] (JSC "Krasmash"), 36 % of the participants are managers, 52 % of specialists, 12 % of workers. The average age of employeesis 30 years, 50 % of respondents are under the age of30, 36 % of respondents are between 30 and 35 years old, 8 % of respondents are 36 to 46yearsold and 4 % of respondents are 47 to 55 years old. The largest number of respondents has been working at the enterprise for a period of up to 10 years, 34 % of respondents have work experience of 5 years, 42 % of respondents have work experience from 5 to10 years.

The analys is of results of the first block of the research shows that employees evaluate the conditions of the enterprise for the development of innovative activity positively: 60 % of respondents believe that the company has appropriate conditions. At the same time, half of the employees surveyed (52 %) state that the products being currently released by the enterprise are new to it, but do not contain novelty on the scale of the country or the world. To change the situation and to realize the innovative potential of the enterprise, it is necessary to consider the fact that80% of the respondents feel ready for the development of innovations. At the same time, 88 % of employees surveyed display interest in innovation in technical activities.

The perception of innovation by the respondents was further analyzed. As a result of the survey the respondents have been divided into 5 groups (fig. 1).

The first group includes employees who are obsessed with innovations, are constantly interested in them, always perceive them first, feel free to innovate and take risks. The second group consists of employees who are interested in innovations, but do not implement them "blindly", consider the practicability of innovations. This group of workers believes that innovations should be introduced as soon as they have been successfully tested in conditions similar to those existing at an enterprise. The third group consists of employees who perceive innovations moderately, do not aspire to be among the first, but do not want to be among the latter. Employees of this group perceive the new as soon as it is perceived by most of the team. The fourth group includes employees who challenge innovations, prefer the old, and perceive the new when it is accepted by the majority of employees. The fifth group includes employees who are the last to master innovations, doubt innovators and initiators of innovation.

The predominant majority of the employees surveyed have a rational attitude to innovations, so 56 % of the respondents believe that it is necessary to consider the practicability of innovations, 34 % of the respondents perceive innovations when they are perceived by the majority of workers, only 6 % of the respondents are always interested in innovations, boldly implementing them in their activities. Thus, the enterprise should improve the conditions for exposure and development of employees' innovative potential, support leading innovators and create the database for storage and exchange of innovative ideas.

The results of the second block of studies aimed at identifying internal and external barriers for innovative activity enable to determine the difficulty of attracting financial resources for the implementation of innovative projects as the main external barrier for innovative activity; this item has been chosen by 48 % of respondents. Not to mention the fact that lack of financial resources is a key constraint for increasing innovative activity of enterprises in all fields of industry [13]. According to the respondents, the second most important external barrier is a long payback period of innovations (32 %). Actually, it takes a longtime to transfer ideas into innovations, and then it takes time for innovations to start to return interest.

Despite the general positive assessment of conditions for the development of innovative activity at the enterprise, employees indicate the presence of internal barriers: the first barrier is imperfection of the system of individual support of innovative activity (46 % of respondents), and the second barrier is lack of clear mechanisms for implementing innovations (44 % of respondents). The opinion of employees about the third significant barrier is not unanimous: the managers (20 %) emphasize the low scientific and technological potential of employees, while specialists (43 %) indicate the rejection of employees' innovative activity by heads of the departments. Therefore, it is necessary to find a compromise solution to increase employees' potential and managers' interest in employees' innovative activity.

Another objective of the study is to determine the motives of employees' innovative activity. Fig. 2 shows the data about motives encouraging different categories of employees to innovate.

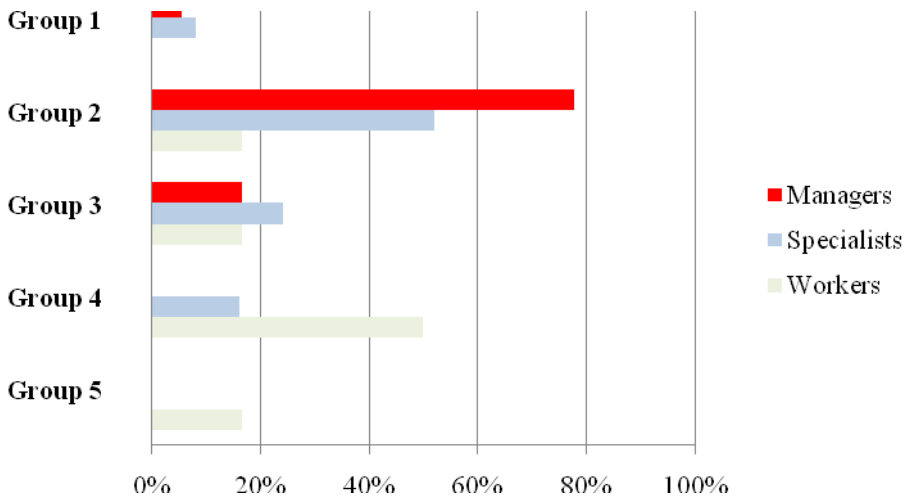


Fig. 1. Distribution of categories of workers according to their perception of innovation

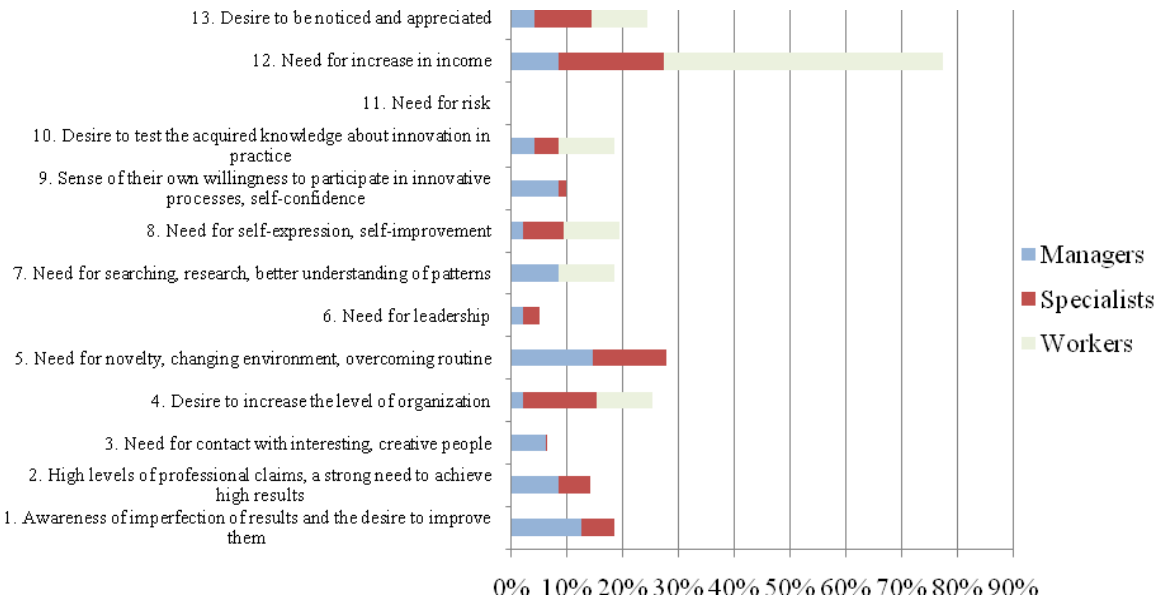


Fig. 2. Structure of the motives of innovation workers

The main motives are increase in income (44 % of all employees surveyed have chosen this point), the need for contact with interesting, creative people and a desire to raise the level of the enterprise (42 % and 38 %, respectively). The results of the study confirm the fact that material well-being is the most important motive in the structure of employees' motives regardless of types of activity.

However, the analysis of motives of innovative activity according to various categories of employees shows that the structure of motives of managers, specialists and workers differ from each other. Managers are driven by the desire to raise the level of the organization in the implementation of innovation (56 % of managers have chosen this point), the need for novelty, change of the environment, overcoming routine (39 %), awareness of imperfection of results and desire to improve them (33 %). Specialists have noted the importance of such motives as increase in income (50 %) and the need for contact with interesting, creative people (46 %). Workers view material factors as the most important, 50 % of workers have chosen such motive as increase in income (50 %).

The difference of opinion about the motives of innovation of leaders, specialists and workers takes place due to the presence of different purposes in the workplace, personal life, as well as the difference of opportunities offered to the representatives of different categories of employees according to the results of innovative activity [14; 15].

The results of the study of factors affecting employees' motivation to innovate show agreement of opinion among all categories of employees on the significance of the level of income (90 % of respondents chose this item), career opportunities (70 %), comfortable working conditions (50 %). Thus, these factors have much more influence on the activation of employees' innovative activity than other factors: the possibility of self-realization, recognition, increased powers, etc. (see table).

At the same time, there are differences in the importance of factors for different categories of employees. Innovative activity of managers is influenced by the opportunity for self-realization (4.3 points), gaining recognition, as ense of importance at an enterprise (4.3), increasing the level of income (3.9), an opportunity for professional development (3,6). Specialists emphasize the importance of increasing the level of income (4.7), opportunities to manage others (4.5), opportunities for professional development (4.1), career prospects (3.6). The important factors of innovative activity for workers are increasing the level of income (5), an opportunity to get additional financial support (4.3), an ability to work flexible hours (4). The results of the study on factors that affect motivation of employees' innovative activity should be considered while improving the system of motivation and stimulation of innovative activity.

Table

Factors motivating employees to innovate

Factors	Number of respondents				Significance			
	Managers	Specialists	Workers	Total	Managers	Specialists	Workers	Total
The level of income (wages)	17	22	6	45 (90 %)	3,9	4,7	5	4,5
Proximity of workto the place of living	5	10	3	18 (36 %)	2,6	2,8	3	2,8
Career prospects	9	12	1	22 (44 %)	3,3	3,6	3	3,3
Opportunity for professional development	16	17	2	35 (70 %)	3,6	4,1	2	3,2
Opportunity to get loans	2	3	3	8 (16 %)	2,5	2,7	4,3	3,2
Opportunity to manage others	–	2	1	3 (6 %)	–	4,5	1	1,8
Education at the expense of the enterprise	2	3	2	7 (14 %)	1	1,7	3	1,9
Great powers	1	1	2	4 (8 %)	1	2	3	2
Flexible working hours	–	3	1	4 (8 %)				
Opportunity for self-realization	7	10	2	19 (38 %)	4,3	3	3	3,4
Comfortable working conditions	9	12	4	25 (50 %)	2,6	2,6	2,8	2,7
Fixed working day	4	8	–	12 (24 %)	3,3	2,6	–	2
Relationship with immediate supervisor	5	6	1	12 (24 %)	3,4	2,3	1	2,2
Recognition, a sense of the importance at the enterprise	9	7	1	17 (34 %)	4,3	2,1	1	2,5
Job by function, in accordance with the education received	4	6	–	10 (20 %)	2	1,8	–	1,3
Work for the sake of communication, the ability to occupy free time			1	1 (2 %)	–	–	2	0,7

The study allows the authors to formulate the following principles of forming the system of motivation and stimulation of innovative activity as a basis of the human capital at enterprises of the military-industrial complex:

– the principle of differentiation of stimulating programs according to categories of employees;

– the principle of identity of the proposed stimuli with the predominant motives for innovative activity;

– the principle of priority of stimuli aimed at such motives as self-development, professional development, self-realization of employees;

– the principle of maximizing support and involvement of employees with high innovative potential;

– the principle of interconnection between the system of motivation and stimulation of innovative activity of employees and high innovative potential;

– the principle of monitoring the effectiveness of the proposed system of motivation and stimulation in conjunction with the human capital of the enterprise.

To sum it up, it is necessary to carry out purposeful work for improving the system of motivation and stimulation of employees' innovative activity at enterprises of MIC in order to form, develop and preserve the human capital, as creative and intellectual abilities and professional competence of employees formed in the process of innovative activity in modern conditions contribute to the development of the enterprise and industry on the whole.

Библиографические ссылки

1. Концепция долгосрочного социально-экономического развития Российской Федерации на период до 2020 года : распоряжение Правительства РФ от 17.11.2008 г. № 1662-р. URL: http://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_90601/?frame=1 (дата обращения: 12.07.2014).

2. О науке и государственной научно-технической политике : федер. закон от 23.08.1996 г. № 127-ФЗ. URL: http://www.consultant.ru/document/ cons_doc_LAW_149218/ (дата обращения: 12.07.2014).

3. Об утверждении Стратегии инновационного развития Российской Федерации на период до 2020 года : распоряжение Правительства РФ от 08.12.2011 г. № 2227-р. URL: http://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_123444/?frame=1 (дата обращения: 12.07.2014).

4. Кузнецова Т. Е., Рудь В. А. Факторы эффективности и мотивы инновационной деятельности российских промышленных предприятий // Форсайт. 2011. Т. 5, № 2. С. 34–47.

5. Бабич Л. В., Леонидова Г. В. Человеческий капитал машиностроительных предприятий // Проблемы развития территории. 2012. Вып. 1 (57). С. 100–110.

6. Корчагин Ю. А. Человеческий капитал и инновационная экономика России : монография / ЦИРЭ. Воронеж, 2012. 244 с.

7. Михалкина Е. В., Скачкова Л. С. Оценка удовлетворенности трудом и мотивацией персонала: предпосылки и методика проведения // Мотивация и оплата труда. 2013. № 3 (35). С. 190–199.

8. Андреева Т. Е. Особенности мотивации работников интеллектуального труда: первичные результаты исследования // Российский журнал менеджмента. 2010. Т. 8, № 2. С. 47–68.

9. Лебедева Н. Н. Инновационная активность предприятий как условие их конкурентоспособности // Journal of institutional studies (Журнал институциональных исследований). 2010. Т. 2, № 4. С. 15–21.

10. Шувалова О. Р. Индикаторы инновационного климата в России // Форсайт. 2010. Т. 4, № 1. С. 38–52.

11. Завьялова Н. Б., Сагинова О. В. Исследование удовлетворенности персонала эффективностью внутренних процессов организации // Человеческий капитал и профессиональное образование. 2012. № 3 (3). С. 4–9.

12. Демченкова О. А. Трудовая мотивация работников предприятий оборонно-промышленного комплекса // Научная перспектива. 2010. № 11. С. 78–83.

13. Гурков И. Б., Моргунов Е. Б. Мотивация руководителей средних российских предприятий к инновациям // ЭКО. 2011. № 2. С. 84–96.

14. Бессокирная Г. П. Динамика ценности и мотивов труда рабочих (2003–2007 гг.) // Социологические исследования. 2010. № 2. С. 56–63.

15. Осин Е. Н., Иванова Т. Ю., Гордеева Т. О. Автономная и контролируемая профессиональная мотивация как предикты субъективного благополучия российских организаций // Организационная психология. 2013. Т. 3, № 1. С. 8–29.

References

1. RF Government Edict "The concept of long-term socio-economic development of the Russian Federation the period till 2020" of November 17, 2008 № 1662-p (In Russ.). Available at: http://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_90601/?frame=1 (accessed 12.07.2014).

2. RF Federal Law "About science and state scientific and technical policy" of August 23, 1996 № 127-FZ. (In Russ.) Available at: http://www.consultant.ru/ document/ cons_doc_LAW_149218/ (accessed 12.07.2014).

3. RF Government Edict "About approval of the Strategy of innovative development of the Russian Federation for the period till 2020" of December 8, 2011 № 2227-p (In Russ.). Available at: http://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_123444/?frame=1/ (accessed 12.07.2014).

4. Kuznecova T. E., Rud. V. A. [Factors of efficiency and motives of Russian industrial enterprise's innovative activity]. *Forsait.* 2011, Vol. 5, No. 2, P. 34–47 (In Russ.).

5. Babich L. V., Leonidova G. V. Human capital of machine-building enterprises. *Problems of territory development*. 2012, no. 1 (57), p. 100–110. (In Russ.).

6. Korchagin Yu. A. *Chelovecheskij capital i innovatsionnaya ekonomika Rossii* [Human capital and Russian innovation economy]. Voronezh, TSIRE Publ., 2012, 244 p.

7. Mikhalkina E. V., Skachkova L. S. [Evaluation of job satisfaction and motivation: prerequisites and procedure]. *Motivatsiya i oplata truda*, 2013, No. 3 (35), P. 190–199 (In Russ.).

8. Andreeva T. E. [Features of knowledge workers motivation: initial results of the study]. *Rossiiskii zhurnal menedzhmenta*. 2010, Vol. 8, No. 2, P. 47–68 (In Russ.).

9. Lebedeva N. N. [Innovative activity of enterprises as a condition of their competitiveness]. *Journal of institutional studies (Zhurnal institutsional'nykh issledovanii)*. 2010, Vol. 2, No. 4, P. 15–21 (In Russ.).

10. Shuvalova O. P. [Indicators of innovation climate in Russia]. *Forsait.* 2010, Vol. 4, No. 1, P. 38–52 (In Russ.).

11. Zavyalova N. B., Saginova O. V. [Research of staff satisfaction on efficiency of organization internal processes]. *Chelovecheskii kapital i professional'noe obrazovanie*. 2012, No. 3 (3), P. 4–9 (In Russ.).

12. Demchenkova O. A. [Labor motivation of employees of defense industry complex]. *Nauchnaya perspektiva.* 2010, No. 11, P. 78–83 (In Russ.).

13. Gurkov I. B., Morgunov E. B. [Motivation heads of the medium-sized Russian enterprises to innovations]. *ECO*. 2011, No. 2, P. 84–96 (In Russ.).

14. Bessokirnaya G. P. [Dynamics of value and motives of workers]. *Sotsiologicheskie issledovaniya.* 2010, No. 2, Febriary, P. 56–63 (In Russ.).

15. Osin E. N., Ivanova T. U., Gordeeva T. O. [Autonomous and controlled professional motivation as a predikta of subjective wellbeing of the Russian organizations]. *Organizatsionnaya psikhologiya.* 2013, Vol. 3, No. 1, P. 8–29 (In Russ.).

© Podverbnykh O. E., Sandanova B. D., 2014

УДК 658.562.012.7

Вестник СибГАУ
2014. № 4(56). С. 294–301

УПРАВЛЕНИЕ АУТСОРСИНГОВЫМ ПРОЦЕССОМ В ОАО «НПЦ «ПОЛЮС»

Н. В. Сенникова, С. А. Будкеева, Л. О. Лебедева, Н. Ю. Быкова

Научно-производственный центр «Полюс»
Российская Федерация, 634050, г. Томск, пр. Кирова, 56в
E-mail: polus@online.tomsk.net

Аутсорсинг (передача сторонним организациям функции выполнения производственного процесса) – эффективный способ сокращения издержек организации, повышения качества производимой продукции, а также перераспределения ресурсов. ОАО «НПЦ «Полюс» обеспечивает со своей стороны управление таким процессом, при этом существует вероятность возникновения проблем, связанных с отсутствием контроля выполнения переданного на аутсорсинг процесса или его части, утечкой информации в части уникальности разработок, недобросовестным исполнением своих обязанностей, зависимостью всего производства от работы организации-соисполнителя и т. д.

Для решения этих проблем, обеспечения наилучшего соответствия требованиям изменяющейся внешней среды, оптимального перераспределения ресурсов в ОАО «НПЦ «Полюс» разработан и внедрен стандарт, регламентирующий порядок управления взаимоотношениями с организациями-соисполнителями, и методы контроля их деятельности при выполнении договорных обязательств.

Аутсорсинг не является ни целью, ни средством управления, поэтому правильное его использование при правильном управлении способно сыграть определяющую роль в фундаментальном преобразовании организации, охватывающем людей, процессы, культуру производства и всю структуру затрат.

Для решения всех вопросов, возникающих во взаимоотношениях с организациями-соисполнителями при выполнении договорных обязательств, в ОАО «НПЦ «Полюс» создана рабочая группа по управлению аутсорсинговым процессом, которая проводит проверки функционирования их системы менеджмента качества, экспертизу документации, оценку технических и организационных возможностей, проверки в точках обязательного контроля и авторский надзор за изготовлением изделий, анализ качества изготовления, участвует в исследовании и анализе причин несоответствий, планирует необходимые мероприятия.

Данные, полученные с помощью таких методов контроля, используются при анализе системы менеджмента качества, на основании чего делается вывод о ее пригодности, адекватности и результативности, в том числе о достаточности управления аутсорсинговым процессом и его экономической эффективности.

Правильно спланированный и разработанный аутсорсинговый процесс, эффективное управление таким процессом позволяют организации оптимизировать свою деятельность и получить максимальную выгоду, передавая непрофильные функции другим специализированным организациям и сосредоточивая усилия на основных направлениях.

Ключевые слова: аутсорсинг, управление аутсорсинговым процессом, организация-соисполнитель, система менеджмента качества, оценка результативности.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 294–301

OUTSOURCING PROCESS MANAGING IN THE JOINT-STOCK COMPANY “SCIENTIFIC & INDUSTRIAL CENTRE “POLYUS”

N. V. Sennikova, S. A. Budkeeva, L. O. Lebedeva, N. Yu. Bykova

Joint-Stock Company “Scientific & Industrial Centre “Polyus”
56v, Kirova Av., Tomsk, 634050, Russian Federation
E-mail: polus@online.tomsk.net

Outsourcing is an effective way to reduce the costs of organization, to improve the quality of products, as well as reallocation the resources. By transferring the manufacturing process to other organizations Joint-Stock Company “Scientific & Industrial Centre “Polyus” for its part provides the control over such process. In this case, there are potential problems associated with the lack of outsourced process control or its part, the leak of information regarding the uniqueness of development, unfair execution of the duties, and dependence of the total production process on the work of organization-executor.

To solve these problems and to manage the outsourcing process in the organization the standard that regulates an order of the relations with the organizations-executor and control methods of their activities in the performance of contractual obligations is developed and implemented.

Outsourcing is neither the purpose nor the mean of management. The proper use of outsourcing process with properly management plays a decisive role in the fundamental transformation of the organization, covering people, processes, culture and the production costs.

To resolve all issues arising in the relations with organization-executor in the performance of contractual obligations, the Joint-Stock Company "Scientific & Industrial Centre "Polyus" established a working group to manage the outsourced process. The working group provides the inspections of the quality management system functioning, evaluation of technical and organizational capabilities, checking production in control points, and supervision over the production, analysis of workmanship, involving in research and analysis the reasons of nonconformities, planning the necessary arrangements.

The data obtained by means of such control methods are used in the analysis of quality management system of the organization. Based on this analysis the conclusion about suitability, adequacy and effectiveness is made, including the adequacy of management the outsourcing process and its economic efficiency in order to create a list of reliable suppliers.

The outsourcing process that properly planned and developed and effective management of such process allows the organization to optimize the activity and receive the maximum benefit by transferring non-core functions to organization-executor and focusing the efforts on primary activities.

Keywords: outsourcing, outsourcing process, organization-executor, quality management system, evaluation of the efficiency.

Введение. С выходом международных стандартов ISO 9001, в которых изложены требования и рекомендации, связанные с аутсорсингом, интерес к нему резко вырос [1].

В теории аутсорсинг – это процесс, необходимый организации для достижения ее целей, выполнение которого передано выбранным сторонним организациям (соисполнителям) [2]. Применительно к ОАО «НПЦ «Полюс» это передача соисполнителям изготовления ряда изделий по своей конструкторской документации.

Согласно вышеуказанным требованиям, если предприятие принимает решение о выполнении каких-либо процессов внешними организациями, то оно должно обеспечить управление ими.

Управление аутсорсинговым процессом в системе менеджмента качества (СМК) является новым направлением. Важный этап и главный залог успеха здесь – выбор организации-соисполнителя, который отличается от выбора поставщиков продукции (услуг) и проводится по следующим основным критериям:

– стоимость выполнения процесса и возможность участия в управлении им;

– наличие СМК у организации-соисполнителя;

– ее надежность (минимизация риска) и наличие опыта в выполнении переданного процесса;

– финансовое состояние, репутация, известность на рынке;

– компетентность персонала;

– успешный опыт предыдущего сотрудничества с выбранной организацией-соисполнителем [3].

Получив по запросу информацию от потенциальных организаций-соисполнителей и обобщив ее со сведениями из других источников, можно выбрать ту из них, которая удовлетворяет всем критериям и с которой впоследствии заключается договор (контракт).

Тем не менее использование такого подхода влечет за собой ряд проблем:

– отсутствие контроля выполнения переданного на аутсорсинг всего производственного процесса или его части;

– утечка информации, касающейся уникальности разработки;

– недобросовестное исполнение своих обязанностей и, как следствие, снижение качества продукции;

– зависимость всего производства от организации-соисполнителя (при снижении качества продукции либо несвоевременной его поставке может быть сорван весь дальнейший график работ) и т. д. [4].

Поэтому для решения указанных проблем, обеспечения наилучшего соответствия требованиям изменяющейся внешней среды, оптимального перераспределения ресурсов, сокращения издержек производства, а главное, для повышения качества производимой продукции за счет сосредоточенности на приоритетных направлениях деятельности, в ОАО «НПЦ «Полюс» разработан и внедрен стандарт об аутсорсинге.

Следует отметить, что он вступает в силу только после заключения договора (контракта), в котором определяются все права и обязанности сторон [5].

Разработанный стандарт регламентирует порядок управления взаимоотношениями с организациями-соисполнителями и методы контроля их деятельности при выполнении ими договорных обязательств.

К таким методам контроля относятся:

– включение в техническое задание (договор) дополнительных требований к сертифицированной СМК организации-соисполнителя, квалификации персонала, оборудованию и т. д.;

– проверки функционирования такой СМК;

– экспертиза ее документации;

– оценка технических и организационных возможностей;

– проверки в точках обязательного контроля (ТКО);

– авторский надзор за изготовлением продукции;

– входной контроль;

– исследование и анализ причин несоответствий продукции установленным требованиям;

– рекламационная работа по этой продукции.

Аутсорсинг не является ни целью, ни средством управления, поэтому правильное его использование при правильном управлении взаимоотношениями с соисполнителями способно сыграть определяющую роль в фундаментальном преобразовании организации, охватывающем людей, процессы, культуру производства и всю структуру затрат [6].

Основными причинами передачи выполнения какого-либо производственного процесса организации-соисполнителю являются:

– возможность снизить затраты;

– повышение эффективности выполнения переданных функций;

– перевод постоянных затрат в переменные за счет перераспределения рисков и использования готовой инфраструктуры организации-соисполнителя;

– высвобождение и перераспределение ресурсов на наиболее значимые процессы [7].

Исходя из этого, в ОАО «НПЦ «Полюс» создана рабочая группа по управлению аутсорсинговым процессом, которая занимается решением всех возникающих вопросов при изготовлении продукции организациями-соисполнителями, проводит проверки функционирования их СМК, экспертизу документации, оценку технических и организационных возможностей, проверки в ТКО и авторский надзор за изготовлением изделий, анализ качества изготовления, участвует в исследовании и анализе причин несоответствий, планирует необходимые мероприятия.

В состав данной группы входят инженер-конструктор, инженер-технолог по общей технологии, инженер-технолог по используемым материалам, инженер по качеству, сотрудник ОТК.

Проверки функционирования СМК организаций-соисполнителей проводятся с целью:

– надзора за ней и оценки ее результативности;

– оценки возможности выполнения требований по качеству согласно договору;

– определения соответствия деятельности запланированным мероприятиям;

– оценки эффективности их внедрения;

– определения необходимости проведения корректирующих и предупреждающих мероприятий [8].

Во время проведения проверок функционирования СМК организаций-соисполнителей анализу подлежат процедуры, технологические процессы, продукция, ресурсное обеспечение и оборудование [9].

Рабочая группа по управлению аутсорсинговым процессом осуществляет проверки в ТКО на территории организаций-соисполнителей для контроля соответствия изделий заданным требованиям на следующих этапах изготовления:

– после монтажа печатных плат до защиты их лаком от влаги;

– после сборки сборочных единиц;

– после завершения комплектации изделия всеми сборочными единицами, до начала сборки изделия в целом;

– после испытаний изделия в целом.

В соответствии со схемой организации проверок в ТКО (рис. 1) организация-соисполнитель составляет перечень ТКО на каждое изделие, который согласовывается с ОАО «НПЦ «Полюс», график проверок в ТКО и график проведения авторского надзора и по мере готовности производства сообщает ОАО «НПЦ «Полюс» о дате их проведения (за семь рабочих дней).

На проверки в ТКО приглашаются рабочая группа по управлению аутсорсинговым процессом ОАО «НПЦ «Полюс», а также представители головной организации – разработчика комплекса и заказчика (в случае если такое требование есть в договоре).

Проверке в ТКО подвергаются электрорадиоизделия, покупные комплектующие изделия, материалы, технологические процессы, критичные элементы и процессы (при наличии), конструкторская и технологическая документация, используемая при изготовлении изделий, организационно-техническое обеспечение производственных операций и оснащенность рабочих мест, работы по исследованию несоответствий, их регистрации и прослеживаемости.

При возникновении в ходе проверок замечаний, вопросов, сомнений может быть увеличен ранее намеченный объем выборки проверяемых сборочных единиц и технических характеристик, а также расширена область проверки.

По результатам проверки в ТКО выпускается отчет, в котором оговариваются все выявленные несоответствия и поручения комиссии по устранению и предупреждению в дальнейшем обнаруженных несоответствий, выданных в ходе проверки.

Подразделение организации-соисполнителя, ответственное за проведение проверок в ТКО, контролирует устранение выявленных несоответствий и выполнение поручений, указанных в отчете по ТКО, и после выполнения всех работ направляет в ОАО «НПЦ «Полюс» отчет о проведенных мероприятиях по устранению несоответствий и выполнению поручений.

Рабочая группа по управлению аутсорсинговым процессом участвует в исследовании и анализе причин несоответствий, выявленных на всех этапах изготовления, на входном контроле и при эксплуатации.

Любое несоответствие узла, прибора, сборочной единицы требованиям, предъявляемым к ним в документации, обнаруженное на любом этапе жизненного цикла изделия, подлежит исследованию независимо от времени, места, причины и обстоятельств его возникновения и обнаружения.

Несоответствия продукции организации-соисполнителя, влияющие на выполнение требований договора (контракта) или вызывающие срыв сроков выполнения работ, классифицируются как несоответствия первого уровня (крупные).

Кроме того, к несоответствиям первого уровня относятся:

– отказы электрорадиоизделий, выявленные в процессе изготовления продукции;

– несоответствия продукции, выявленные на испытаниях.

Все остальные классифицируются как несоответствия второго уровня (мелкие). По ним организация-соисполнитель оформляет карточки разрешения

с техническим обоснованием возможности отступления, не снижающего качества и надежности, а также не влияющего на заданные параметры изделия и возможность его дальнейшего использования по назначению.

Организация-соисполнитель регистрирует, проводит исследование и анализ причин несоответствий и устраняет их согласно процедуре управления несоответствиями, действующей в ее СМК.

ОАО «НПЦ «Полюс» со своей стороны контролирует результативность действующей процедуры управления несоответствиями при проведении проверок функционирования СМК организации-соисполнителя согласно схеме, представленной на рис. 2.

В случае обнаружения несоответствия первого уровня организация-соисполнитель обязана в течение суток предоставить о нем информацию в ОАО «НПЦ «Полюс». Затем она проводит исследование и анализ причин выявленного несоответствия и предоставляет ОАО «НПЦ «Полюс» для согласования отчет, содержащий результаты исследования, выявленные причины несоответствия, программу корректирующих и предупреждающих мероприятий по устранению этих причин и исключению их повторения.

Представители рабочей группы по управлению аутсорсинговым процессом ОАО «НПЦ «Полюс» при необходимости могут принять участие в исследовании причин несоответствия первого уровня, выявленного на этапе изготовления организацией-соисполнителем.

При необходимости рабочая группа ОАО «НПЦ «Полюс» по управлению аутсорсинговым процессом на территории организации-соисполнителя инициирует проверку выполнения запланированной программы корректирующих и предупреждающих мероприятий по устранению причин несоответствия и исключению его повторения.

Согласно схеме, представленной на рис. 3, объем проверок, проводимых на этапе изготовления, может быть разным для разных изделий, изготавливаемых одним и тем же предприятием. Это может быть обусловлено как сложностью и трудоемкостью производственного процесса, так и наличием несоответствий в предыдущих договорных периодах, которые были выявлены как в процессе изготовления, так и на входном контроле и при дальнейшем применении изделий.

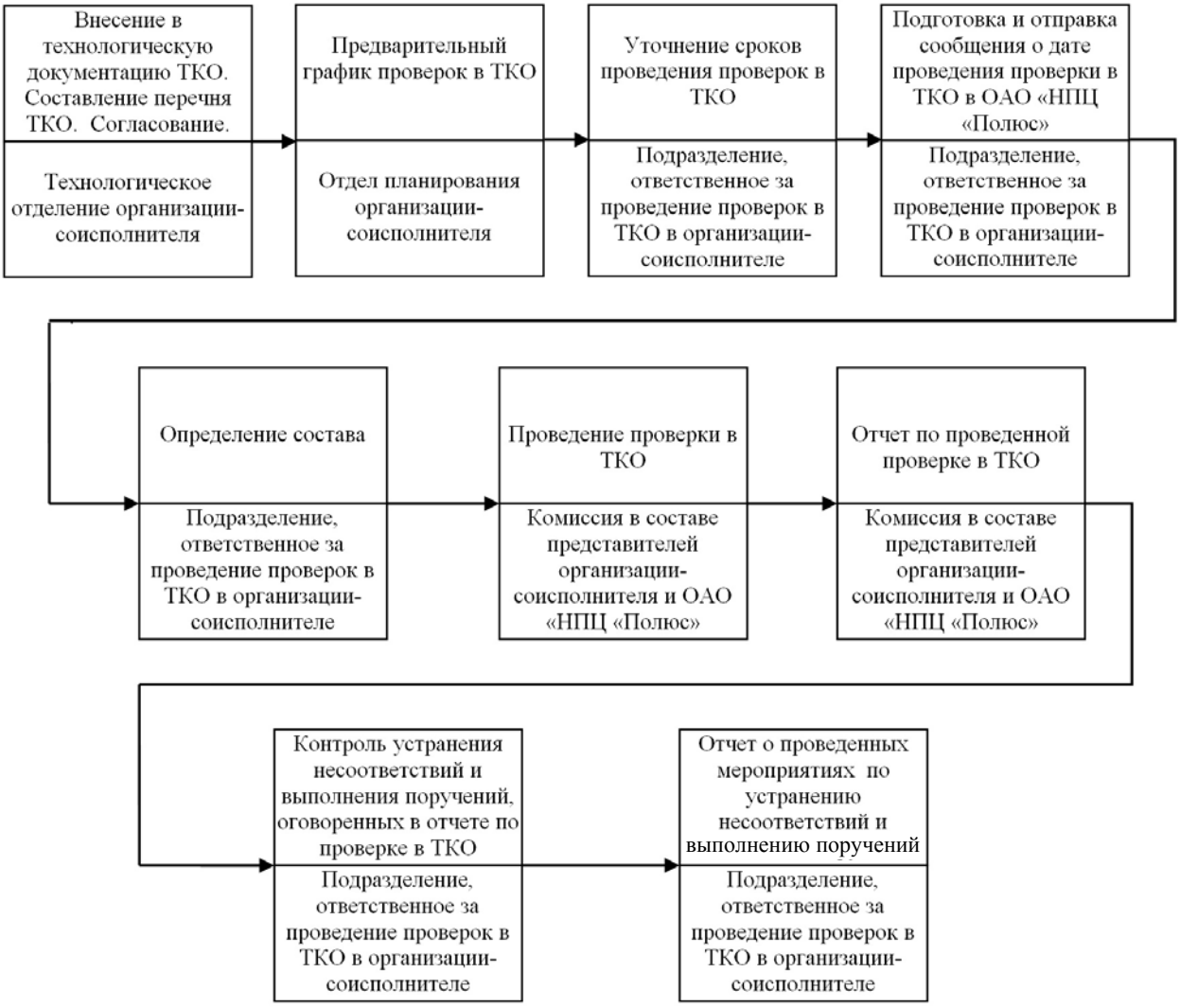


Рис. 1. Схема организации проверок в ТКО

Рис. 2. Схема управления несоответствиями первого уровня

Рис. 3. Схема управления аутсорсинговым процессом в ОАО «НПЦ «Полюс»

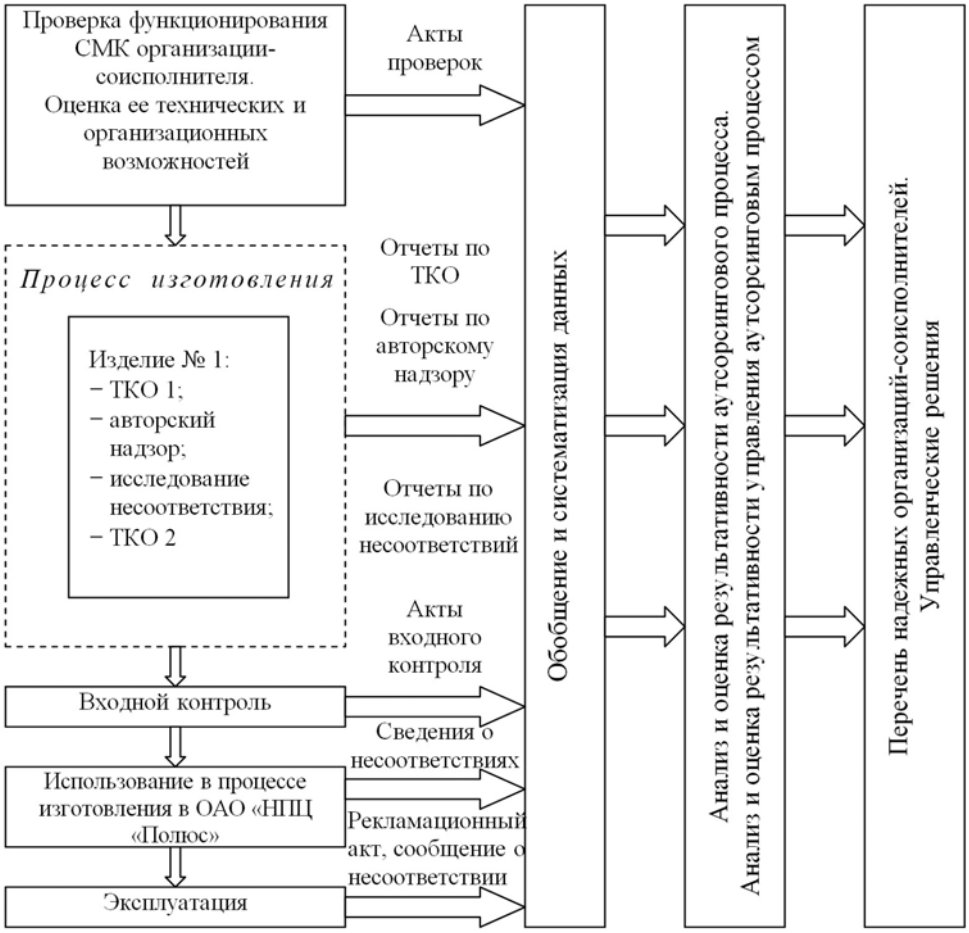


Рис. 4. Схема сбора данных по аутсорсинговому процессу для анализа и оценки его результативности

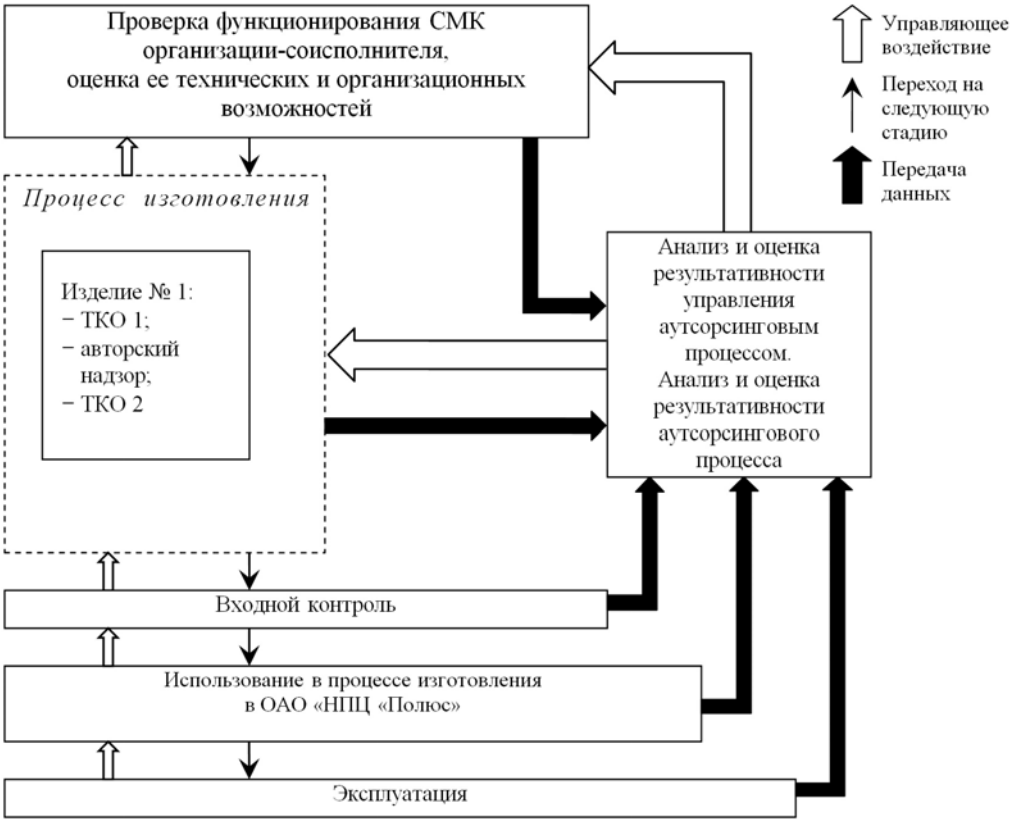


Рис. 5. Схема управляющих воздействий

Возможно планирование повторной или нескольких повторных проверок функционирования СМК организации-соисполнителя, если необходимо:

– определить соответствие деятельности организации-соисполнителя запланированным мероприятиям;

– оценить эффективность их внедрения;

– оценить необходимость проведения корректирующих и предупреждающих мероприятий [10].

Сбор данных для анализа и оценки результативности аутсорсингового процесса проводится по схеме на рис. 4.

Как правило, оценка результативности аутсорсинга и управления им для каждого вида выполняемого процесса индивидуальна, поэтому стандартного перечня показателей результативности и эффективности нет [11]. Тем не менее, руководствуясь положениями из стандарта организации об аутсорсинге, можно установить основные: показатель экономической эффективности и показатель, отражающий степень выполнения установленных требований (критериев) как к выполнению процесса, так и к организации-соисполнителю.

Таким образом, данные по всем проведенным проверкам и выявленным в ходе изготовления изделий несоответствиям, результаты входного контроля и рекламационной работы обобщаются и систематизируются, проводится анализ, делаются выводы, исходя из которых разрабатываются мероприятия по улучшению аутсорсингового процесса и его управления, а также формируется перечень надежных организаций-соисполнителей [12; 13]. Более того, эти результаты могут быть использованы и самой организацией-соисполнителем с целью повышения своей конкурентоспособности.

На основании проведенных анализов и оценок ОАО «НПЦ «Полюс» в случае необходимости формирует управляющие воздействия по схеме на рис. 5, направленные на повышение результативности как самого аутсорсингового процесса, так и управления им [14].

Заключение. Таким образом, четко сформулированные цели и задачи [15], которые организация желает решить методом аутсорсинга, правильно спланированный и разработанный аутсорсинговый процесс позволят получить максимальную выгоду от передачи непрофильного процесса организации-соисполнителю, а именно:

– уменьшить затраты;

– увеличить эффективность выполнения переданных функций;

– улучшить качество производимой продукции за счет сосредоточенности на приоритетных направлениях деятельности;

– повысить конкурентоспособность организации;

– сформировать список надежных поставщиков.

Библиографические ссылки

1. ГОСТ ISO 9001. Системы менеджмента качества. Требования. Введ. 01.01.13. М. : Стандартинформ, 2012. 26 с.

2. Аксенов Е., Альтшулер И. Аутсорсинг. 10 заповедей и 21 инструмент. СПб. : Питер, 2009. 462 с.

3. Аутсорсинг / С. Ефимова [и др.] // Мастер продаж. Спецвыпуск. 2006. 160 с.

4. Белкина Т. Ю. Проблемы внедрения аутсорсинга на промышленных предприятиях // Научные сообщения. 2011. № 3. С. 365–368.

5. Витко В. С., Цатурян Е. А. Юридическая природа договоров аутсорсинга и аутстаффинга. М. : Статут, 2012. 128 с.

6. Аникин Б. А., Рудая И. Л. Аутсорсинг и аутстаффинг: высокие технологии менеджмента. М. : Инфра-М, 2009. 320 с.

7. Марцыновский Д. А. Процессы аутсорсинга в СМК: степень управления, анализ рисков // Компетентность. 2009. № 4 (65). С. 40–47.

8. Брандин В. А. Внутренний аудит на принципах аутсорсинга: зачем он нужен // Компетентность. 2006. № 11–12. С. 56–63.

9. ГОСТ Р ИСО 19011–2012. Руководящие указания по аудиту систем менеджмента. Введ. 01.02.13. М. : Стандартинформ, 2013. 36 с.

10. Сорокина Н. Г., Валишевская Т. И. Аутсорсинг как стратегическая модель обеспечения конкурентоспособности российских предприятий // Вестник Оренбурского государственного университета. 2007. № 6. С. 83–89.

11. Кузьмин А. М. Аутсорсинг // Методы менеджмента качества. 2007. № 9. С. 21.

12. Хейвуд Дж. Б. Аутсорсинг: в поисках конкурентных преимуществ. М. : Вильямс, 2004. 176 с.

13. Ривелл Дж. Б. Главное о качестве. Справочник от А до Я. М. : РИА «Стандарты и качество», 2006. 232 с.

14. Бравар Ж-Л, Морган Р. Эффективный аутсорсинг. Понимание, планирование и использование успешных аутсорсинговых отношений. М. : Баланс Бизнес-Букс, 2007. 288 с.

15. Козориз Т. С. Аутсорсинг: понятие, цели, практика использования в России // Акционерное общество: вопросы корпоративного управления. 2006. № 12. С. 15–16.

References

1. *GOST ISO 9001–2011. Sistemy menedzhmenta kachestva. Trebovaniya.* [Interstate standard 9001–2011. Quality management systems. Requirements]. Moscow, Standartinform Publ., 2012, 28 p.

2. Aksenov E., Altshuler I. *Autsorsing. 10 zapovedey i 21 instrument* [Outsourcing. 10 commandments and 21 tools]. St. Petersburg, Piter publ., 2009, 462 p.

3. Efimova S., Peshkova T., Konik N., Rytik S. [Outsourcing]. *A special issue of the journal "Sales master".* 2006, 160 p. (In Russ.).

4. Belkina T. [Problems of outsourcing process implementation in industry]. *Nauchnye soobshcheniya.* 2011, no. 3, p. 365–368. (In Russ.).

5. Vitko V., Tsaturian E. *Yuridicheskaya priroda dogovorov autsorsinga I autstaffinga* [The legal side of outsourcing and out staffing contracts]. Moscow, Status Publ., 2012, 128 p.

6. Anikin B. *Autsorsing i autstaffing: vysokiye tekhnologii menedzhmenta* [Outsourcing and outstaffing:

the high technologies in management]. Moscow, Inform-M Publ., 2009, 320 p.

7. Martsynovsky D. [The outsourcing processes in QMS: the degree of control and risk analysis]. *Kompetentnost.* 2009, no. 4, p. 40–47. (In Russ.).

8. Brandin V. [Internal audit on the outsourcing principals management]. *Kompetentnost.* 2006, no. 11–12, p. 56–63. (In Russ.).

9. *GOST R ISO 19011–2012. Rukovodyashie ukazaniya po auditu sistem menedzhmenta* [State Standard R ISO 19011–2012. Guidelines for auditing management systems]. Moscow, Standartinform Publ., 2012, 36 p.

10. Sorokina N., Valishevskaya T. [Outsourcing as a strategic model to ensure the competitiveness of Russian enterprises]. *Vestnik Orenburgskogo gosudarstvennogo universiteta.* 2007, no. 6, p. 83–89. (In Russ.).

11. Kuzmin A. [Outsourcing]. *Metody menedzhmenta kachestva.* 2007, no. 9, p. 21. (In Russ.).

12. Heywood J. B. *Autsorsing: v poiskakh konkurentnykh preimushchestv* [Outsourcing: the search for competitiveness]. Moscow, Vilyams Publ., 2004, 176 p.

13. Rivelle J. *Glavnoe o kachestve. Spravochnik ot A do Ya* [The main thing about quality. Directory A to Z]. Moscow, RIA "Standarty i kachestvo" Publ., 2006, 232 p.

14. Bravar J-L., Morgan R. *Effectivnyy autsorsing, ponimaniye, planirovanie I ispolzovaniye uspeshnukh autsorsingovykh otnosheniy* [Effective outsourcing, understanding, planning and using the successful outsourcing relations]. Moscow, Balans biznes-buks Publ., 2007, 288 p.

15. Kozoriz T. [Outsourcing: the concept, objectives, practices using in Russia]. *Aktsionernoye obshestvo: voprocy korporativnogo upravleniya.* 2006, no. 12, p. 15–16. (In Russ).

© Сенникова Н. В., Будкеева С. А., Лебедева Л. О., Быкова Н. Ю., 2014

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Абкарян Артур Карлосович – кандидат технических наук, доцент кафедры машиностроения, Политехнический институт, Сибирский федеральный университет. E-mail: abkaryan_artur@mail.ru.

Абрамов Егор Анатольевич – магистрант, Сибирский федеральный университет. E-mail: stdfalse@gmail.com.

Авласко Замира Атхамовна – аспирант кафедры маркетинга, Институт менеджмента и информатики, Красноярский государственный аграрный университет. E-mail: avlasko_z@mail.ru.

Азин Антон Владимирович – кандидат физико-математических наук, младший научный сотрудник, Национальный исследовательский Томский государственный университет. E-mail: antonazin@ niipmm.tsu.ru.

Антамошкина Ольга Игоревна – кандидат технических наук, профессор, старший научный сотрудник, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: antamoshkina@yandex.ru.

Бинчуров Александр Сергеевич – аспирант кафедры конструкторско-технологического обеспечения машиностроительного производства, Политехнический институт, Сибирский федеральный университет. E-mail: tms-mtf@rambler.ru.

Болдина Татьяна Владимировна – начальник нормативно-исследовательского бюро отдела организации труда и заработной платы, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: boldina@iss-reshetnev.ru.

Бондаренко Юрий Сергеевич – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник, Институт прикладной астрономии РАН. E-mail: bondarenko@ipa.nw.ru.

Борисова Елена Владимировна – аспирант кафедры финансов и кредита, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: borisovaev2015@mail.ru.

Бочаров Алексей Николаевич – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры информационно-управляющих систем, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: ius_bocharov@sibsau.ru.

Будкеева Светлана Анатольевна – инженер по качеству 1 категории отдела управления качеством, ОАО «Научно-производственный центр «Полюс». E-mail: polus@online.tomsk.net.

Бурова Ольга Владимировна – инженер, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М .Ф. Решетнева». E-mail: ovburime@yandex.ru.

Быкова Надежда Юрьевна – инженер по качеству 1 категории отдела управления качеством, ОАО «Научно-производственный центр «Полюс». E-mail: polus@online.tomsk.net.

Вадимов Владимир Николаевич – инженер-конструктор 3 категории, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»; аспирант кафедры конструкторско-технологического обеспечения машиностроительного производства, Политехнический институт, Сибирский федеральный университет. E-mail: Vladimir-vadimov@mail.ru.

Власов Антон Юрьевич – кандидат физико-математических наук, доцент, директор ресурсного центра коллективного пользования «Космические аппараты и системы», Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: vlasov.anton@gmail.com.

Внуков Алексей Анатольевич – инженер, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». E-mail: VnukovAlx@yandex.ru.

Галушина Татьяна Юрьевна – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник, НИИ прикладной математики и механики, Национальный исследовательский Томский государственный университет. E-mail: volna@sibmail.com.

Гордеев Юрий Иванович – кандидат технических наук, доцент кафедры конструкторско-технологического обеспечения машиностроительного производства, Политехнический институт, Сибирский федеральный университет. E-mail: tms-mtf@rambler.ru.

Двирный Валерий Васильевич – доктор технических наук, профессор, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: dvirnyi@iss-reshetnev.ru.

Двирный Гурий Валерьевич – кандидат технических наук, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: dg1802@mail.ru.

Делков Александр Викторович – аспирант кафедры холодильной, криогенной техники и кондиционирования, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: delkov-mx01@mail.ru.

Долгополов Борис Борисович – директор ООО «Эком». E-mail: ekomkras@ya.ru.

Дубец Юрий Павлович – заведующий лабораториями кафедры информационно-управляющих систем, Институт информатики и телекоммуникаций, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: ius_dubets@sibsau.ru.

Евкин Игорь Васильевич – начальник сектора, отдел 370, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева».

Емельянов Данил Витальевич – инженер-конструктор 1 категории, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». E-mail: danyka79@iss-reshetnev.ru.

Еркаев Николай Васильевич – доктор физико-математических наук, профессор, заведующий отделом № 7, Институт вычислительного моделирования Сибирского отделения Российской академии наук. E-mail: nerkaev@gmail.com.

Ерыгин Юрий Владимирович – доктор экономических наук, профессор, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: yuri_erygin@mail.ru.

Жуков Вадим Геннадьевич – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры безопасности информационных технологий, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: zhukov.sibsau@gmail.com.

Злобин Сергей Константинович – ведущий инженер, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: tanat_1_@mail.ru.

Зуев Дмитрий Михайлович – студент, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: ZuevDmitriy93@yandex.ru.

Зыбин Юрий Николаевич – кандидат технических наук, главный специалист, ОАО «Научно-производственное предприятие «Геофизика–Космос». E-mail: 1102@geocos.su.

Иванов Виктор Андреевич – аспирант кафедры прикладной механики, Политехнический институт, Сибирский федеральный университет. E-mail: Vintextrim@yandex.ru.

Игуменов Александр Юрьевич – аспирант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: igumenovau@mail.ru.

Казаковцев Лев Александрович – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры информационных экономических систем, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: levk@bk.ru.

Каравайский Андрей Юрьевич – ведущий инженер лаборатории радиофизики дистанционного зондирования, Институт физики СО РАН.

Карелин Андрей Юрьевич – главный конструктор направления, ОАО «Научно-производственное предприятие «Геофизика–Космос». E-mail: akarelin@geocos.su.

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

Кикоть Юлия Олеговна – инженер-конструктор 3 категории, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». E-mail: secret398@mail.ru.

Князев Владимир Олегович – заместитель начальника отдела, ОАО «Научно-производственное предприятие «Геофизика–Космос»; аспирант, Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана. E-mail: 1102@geocos.su.

Коблов Николай Николаевич – начальник лаборатории САПР, ОАО «Научно-производственный центр «Полюс». E-mail: polus@online.tomsk.net.

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.

Козлов Александр Александрович – инженер-программист лаборатории САПР, ОАО «Научно-производственный центр «Полюс». E-mail: polus@online.tomsk.net.

Кондрин Александр Вячеславович – аспирант кафедры ИЭС, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева.

Копылов Евгений Алексеевич – младший научный сотрудник, старший преподаватель кафедры систем автоматического управления, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: evgesh72@mail.ru.

Костюков Артем Станиславович – студент, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: kostukovart@gmail.com.

Крушенко Генрих Гаврилович – доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник, Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: genry@icm.krasn.ru.

Лаптенок Валерий Дмитриевич – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры информационно-управляющих систем, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: ius_laptenok@sibsau.ru.

Латюк Денис Валерьевич – аспирант кафедры технологии машиностроения, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева.

Лебедева Лариса Олеговна – инженер по качеству отдела управления качеством, ОАО «Научно-производственный центр «Полюс». E-mail: polus@online.tomsk.net.

Марицкий Николай Николаевич – кандидат физико-математических наук, младший научный сотрудник, Национальный исследовательский Томский государственный университет. E-mail: evilelf_84@mail.ru.

Мартынов Василий Александрович – инженер ресурсного центра коллективного пользования «Космические аппараты и системы», Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: kop6eh@gmail.com.

Маршалов Дмитрий Александрович – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, Институт прикладной астрономии РАН. E-mail: marshalov.iaa@gmail.com.

Масич Игорь Сергеевич – кандидат физико-математических наук, доцент, доцент кафедры системного анализа и исследования операций, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail i-masich@yandex.ru.

Медведев Юрий Дмитриевич – доктор физико-математических наук, профессор, заведующий лабораторией, Институт прикладной астрономии РАН. E-mail: bondarenko@ipa.nw.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.

Минаков Андрей Викторович – кандидат физико-математических наук, доцент, Сибирский федеральный университет. E-mail: tov-andrey@yandex.ru.

Миронов Валерий Леонидович – доктор физико-математических наук, член-корреспондент РАН, заведующий лабораторией радиофизики дистанционного зондирования, Институт физики СО РАН; заведующий кафедрой КМТ ИКИВТ, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: rsdvm@ksc.krasn.ru.

Михайлов Михаил Иванович – ведущий инженер лаборатории радиофизики дистанционного зондирования, Институт физики СО РАН.

Михеев Анатолий Егорович – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой летательных аппаратов, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: michla@mail.ru.

Михлин Юрий Леонидович – доктор химических наук, старший научный сотрудник, главный научный сотрудник, Институт химии и химической технологии СО РАН. E-mail: yumikh@icct.ru.

Михнев Михаил Михайлович – кандидат технических наук, главный технолог, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: tanat_1_@mail.ru.

Мовчан Павел Валерьевич – студент, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: movchan.pv@gmail.com.

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. E-mail: rsdkm@ksc.krasn.ru.

Негляд Ефим Викторович – инженер-программист 3 категории, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева».

Недорезов Дмитрий Александрович – инженер, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»; аспирант, Сибирский федеральный университет. E-mail: Nd@iss-reshetnev.ru.

Никифоров Александр Иванович – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник, заведующий лабораторией, Институт физики полупроводников СО РАН.

Носов Евгений Викторович – научный сотрудник, Институт прикладной астрономии РАН. E-mail: e84@mail.ru.

Овчинников Андрей Викторович – начальник отдела, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». E-mail: danyka79@iss-reshetnev.ru.

Окунева Татьяна Григорьевна – аспирант кафедры международного кадрового и проектного управления, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: okuneva@sibsau.ru.

Орлов Виктор Иванович – директор, ОАО «ИТЦ – НПО ПМ». Тел. +7 (3919)4-97-40.

Ощепкова Дарья Геннадьевна – инженер, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». E-mail: Oshepkovadarya@gmail.com.

Паршин Анатолий Сергеевич – кандидат физико-математических наук, доцент, заведующий кафедрой технической физики, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: aparshin@sibsau.ru.

Пасечник Кирилл Арнольдович – инженер, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: kir.nik@mail.ru.

Подвербных Ольга Ефимовна – доктор экономических наук, профессор, заведующий кафедрой международного кадрового и проектного управления, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: podverbnih@sibsau.ru.

Поздняков Алексей Андреевич – ведущий инженер, ОАО «Научно-производственное предприятие «Геофизика–Космос»; аспирант, Национальный исследовательский университет «Высшая школа экономики». E-mail: 1102@geocos.su.

Поляков Мирослав Вадимович – инженер-конструктор 3 категории, ОАО «Научно-производственный центр «Полюс». E-mail: polus@online.tomsk.net.

Пономарев Сергей Александрович – младший научный сотрудник, Национальный исследовательский Томский государственный университет. E-mail: doc.sergeyponomarev@gmail.ru.

Пономарев Сергей Васильевич – доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник, заведующий лабораторией, Национальный исследовательский Томский государственный университет. E-mail: psv@niipmm.tsu.ru.

Пчеляков Олег Петрович – доктор физико-математических наук, заместитель директора по науке, Институт физики полупроводников СО РАН. E-mail: pch@isp.nsc.ru.

Пятков Антон Геннадьевич – аспирант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: AnthonyWolfhound@gmail.com.

Раменская Елена Владимировна – кандидат технических наук, доцент кафедры технологии машиностроения, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: lena@kraslan.ru.

Рвачёва Елена Игоревна – инженер, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва».

Романьков Евгений Владимирович – инженер, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: romajohn@yandex.ru.

Русаков Сергей Валентинович – начальник отдела организации труда и заработной платы, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: rusakov@iss-reshetnev.ru.

Сабиров Рашид Альтавович – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры технической механики и кафедры летательных аппаратов, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: rashidsab@mail.ru.

Саламатова Татьяна Андреевна – магистрант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: shiracom@mail.ru.

Самбаров Георгий Евгеньевич – аспирант кафедры астрономии и космической геодезии, Национальный исследовательский Томский государственный университет. E-mail: detovelli@vtomske.ru.

Санданова Баира Дашинимаевна – аспирант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: sandanova@sibsau.ru.

Сенашов Сергей Иванович – доктор физико-математических наук, профессор, заведующий кафедрой информационных экономических систем, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: sen@sibsau.ru.

Сенникова Наталья Владимировна – начальник лаборатории отдела управления качеством, ОАО «Научно-производственный центр «Полюс». E-mail: polus@online.tomsk.net.

Серегин Юрий Николаевич – кандидат технических наук, доцент кафедры информационно-управляющих систем, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: ius_ceregin@sibsau.ru.

Скворцов Юрий Васильевич – кандидат технических наук, доцент кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет. E-mail: proch@ssau.ru.

Смирнов Данил Вадимович – студент, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: denilonedanilsm@gmail.com.

Сорокин Анатолий Васильевич – кандидат физико-математических наук, заместитель заведующего КМТ ИКИВТ, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева; ведущий инженер лаборатории радиофизики дистанционного зондирования, Институт физики СО РАН.

Ступина Алена Александровна – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры системного анализа и исследования операций, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: saa55@rambler.ru.

Сунцов Сергей Борисович – кандидат технических наук, начальник отдела радиоэлектронной аппаратуры, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: sbsun@iss-reshetnev.ru.

Сюсина Ольга Михайловна – кандидат физико-математических наук, младший научный сотрудник, Научно-исследовательский институт прикладной математики и механики, Томский государственный университет. E-mail: kleo77@sibmail.com.

Тентилов Юрий Александрович – начальник сектора, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». E-mail: danyka79@iss-reshetnev.ru.

Тимофеев Вячеслав Алексеевич – кандидат физико-математических наук, научный сотрудник, Институт физики полупроводников СО РАН.

Тынченко Вадим Сергеевич – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры информационно-управляющих систем, Институт информатики и телекоммуникаций, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: vadimond@mail.ru. Тел.: 291-92-44.

Фатеев Алексей Владимирович – инженер 2 категории, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». E-mail: danyka79@iss-reshetnev.ru.

Федотов Леонид Васильевич – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, заведующий лабораторией, Институт прикладной астрономии РАН. E-mail: lprsflv@mail.ru.

Филиппов Юрий Александрович – доктор технических наук, профессор кафедры технологии машиностроения, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева.

Фомин Сергей Викторович – младший научный сотрудник лаборатории радиофизики дистанционного зондирования, Институт физики СО РАН. E-mail: rsd@ksc.krasn.ru.

Фомичев Никита Иванович – инженер 2 категории, ОАО «Научно-производственное предприятие «Геофизика–Космос»; магистрант, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет. E-mail: 1102@geocos.su.

Хабаров Виталий Александрович – кандидат технических наук, доцент кафедры вычислительной техники, Институт космических и информационных технологий, Сибирский федеральный университет. Email: vithabarov@gmail.com.

Ходенков Алексей Александрович – аспирант кафедры холодильной, криогенной техники и кондиционирования, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: zed666-88@mail.ru.

Цивилев Иван Николаевич – инженер, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: tsivilevi@gmail.com.

Чекмарев Сергей Анатольевич – инженер кафедры безопасности информационных технологий, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: zaq259@yandex.ru.

Чернякин Сергей Алексеевич – ассистент кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет. E-mail: chernyakin-sa@mail.ru.

Чернятина Анастасия Александровна – начальник группы сектора терморегулирующих покрытий отдела материаловедения, ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: trp@iss-reshetnev.ru.

Шевченко Юлия Николаевна – аспирант кафедры холодильной, криогенной техники и кондиционирования, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева.

Штабель Николай Владимирович – младший научный сотрудник, аспирант кафедры систем автоматического управления, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: shtabnik@gmail.com.

Ясинский Виталий Брониславович – кандидат технических наук, доцент кафедры конструкторско-технологического обеспечения машиностроительного производства, Политехнический институт, Сибирский федеральный университет. E-mail: VYasinskiy@sfu-kras.ru.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Abkaryan Artur Karlosovich – Cand. Sc., Docent, Polytechnic Institute, Siberian Federal University. E-mail: abkaryan_artur@mail.ru.

Abramov Egor Anatol'evich – Master's Degree student of Siberian Federal University. E-mail: stdfalse@gmail.com.

Antamoshkina Olga Igorevna – Cand. Sc., Professor, Senior researcher, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: antamoshkina@yandex.ru.

Avlasko Zamira Atkhamovna – postgraduate student of Marketing department, Institute of Management and Informatics, Krasnoyarsk State Agrarian University. E-mail: avlasko_z@mail.ru.

Azin Anton Vladimirovich – Cand. Sc., junior research fellow, National Research Tomsk State University. E-mail: antonazin@ niipmm.tsu.ru.

Binchurov Alexander Sergeevich – postgraduate student, Polytechnic Institute, Siberian Federal University. E-mail: tms-mtf@rambler.ru

Bocharov Aleksei Nikolaevich – Cand. Sc., Docent, Docent of Information-control system department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: ius_bocharov@sibsau.ru.

Boldina Tatyana Vladimirovna – head of regulatory and research bureau of labour and salary management department, JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: boldina@iss-reshetnev.ru.

Bondarenko Juri Sergeevich – Cand. Sc., Senior researcher, Institute of Applied Astronomy RAS. E-mail: bondarenko@ipa.nw.ru.

Borisova Elena Vladimirovna – postgraduate student of Finance and credit department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: borisovaev2015@mail.ru.

Budkeeva Svetlana Anatolyevna – 1st class quality engineer, JSC "Scientific & Industrial Centre "Polyus". E-mail: polus@online.tomsk.net.

Burova Olga Vladimirovna – engineer, JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: ovburime@yandex.ru.

Bykova Nadezhda Yuryevna – 1st class quality engineer, JSC "Scientific & Industrial Centre "Polyus". E-mail: polus@online.tomsk.net.

Chekmaryov Sergey Anatolevich – engineer of Information technology security department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: zaq259@yandex.ru.

Chernyakin Sergey Alekseevich – assistant of Space engineering department, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: chernyakin-sa@mail.ru.

Chernyatina Anastasiya Alexandrovna – chief of section of thermal control coating of material sciences department, JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: trp@iss-reshetnev.ru

Delkov Alexander Viktorovich – postgraduate student of Refrigeration, air conditioning and cryogenic technology department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: delkov-mx01@mail.ru.

Dolgopolov Boris Borisovich – director, LLC "Ekom". E-mail: ekomkras@ya.ru.

Dubets Yuri Pavlovich – head of laboratories of Information control systems department, Institute of Informatics and telecommunication, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: ius_dubets@sibsau.ru.

Dvirnyi Guriy Valeryevich – Cand. Sc.-Eng., JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: dg1802@mail.ru.

Dvirnyi Valery Vasilevich – Dr. Sc.-Eng., Professor, JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: dvirnyi@iss-reshetnev.ru.

Emelyanov Danil Vitaljevich – design engineer of the 1st category, JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: danyka79@iss-reshetnev.ru.

Erkaev Nikolai Vasilevich – Dr. Sc., Professor, the head of department № 7, Institute of Computer Modeling SB RAS. E-mail: nerkaev@gmail.com.

Erygin Yuri Vladimirovich – Dr. Sc. (Economics), Professor, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: yuri_erygin@mail.ru.

Evkin Igor Vasiljevich – head of section, department 370, JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev".

Fateev Aleksey Vladimirovich – engineer of the 2nd category, JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: danyka79@iss-reshetnev.ru.

Fedotov Leonid Vasiljevich – Cand. Sc., senior research fellow and head of the laboratory, Institute of Applied Astronomy RAS. E-mail: lprsflv@mail.ru.

Filippov Yuri Aleksandrovich – Dr. Sc.-Eng., Professor of Engineering technology department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev.

Fomichev Nikita Ivanovich – engineer, JSC "Scientific & Production Enterprise "Geofizika–Cosmos". E-mail: 1102@geocos.su.

Fomin Sergey Viktorovich – junior researcher of the Laboratory of Radiophysics of the Earth Remote Sensing of the Kirensky Institute of Physics. E-mail: rsd@ksc.krasn.ru.

Galushina Tatyana Yuryevna – Cand. Sc., Senior researcher, Research institute of applied mathematics and mechanics, National Research Tomsk State University. E-mail: volna@sibmail.com.

Gordeev Yuriy Ivanovich – Cand. Sc., Docent, Polytechnic Institute, Siberian Federal University. E-mail: tms-mtf@rambler.ru.

Hodenkov Alexey Aleksandrovich – postgraduate student of Refrigeration, air conditioning and cryogenic technology department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: zed666-88@mail.ru.

Igumenov Aleksandr Yur'evich – postgraduate student, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: igumenovau@mail.ru.

Ivanov Viktor Andreevich – postgraduate student, Applied mechanics department, Polytechnic Institute, Siberian Federal University. E-mail: Vintextrim@yandex.ru.

Jasinski Vitalii Bronislavovich – Cand. Sc., Docent of Design-engineering supplying of machinary production, Polytechnic Institute, Siberian Federal University. E-mail: VYasinskiy@sfu-kras.ru.

Karavayskiy Andrey Yurjevich – engineer of the laboratory of Radiophysics of the Earth Remote Sensing of the Kirensky Institute of Physics.

Karelin AndreyJurjevich – chief designer of specialization, JSC "Scientific & Production Enterprise "Geofizika–Cosmos". E-mail akarelin@geocos.su.

Kartamyshev Alexandr Sergeevich – chief of the control process automation group in the company, JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: kartam@iss-reshetnev.ru.

Kazakovtsev Lev Alexandrovih – Cand. Sc., Docent, Docent of Information and economic systems department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: levk@bk.ru.

Khabarov Vitaliy Aleksandrovich – Cand. Sc., Docent of Computer Science department, Institute of Space and Information Technology, Siberian Federal University. Email: vithabarov@gmail.com.

Kikot Julia Olegovna – design engineer of the 3d category, JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: secret398@mail.ru.

Knyazev Vladimir Olegovich – deputy head of department, JSC "Scientific & Production Enterprise "Geofizika–Cosmos". E-mail: 1102@geocos.su.

Koblov Nikolay Nikolaevich – head of CAD system laboratory, JSC "Scientific & Industrial Centre "Polyus". E-mail: polus@online.tomsk.net.

Kondrin Alexandr Vjacheslavovich – postgraduate student of Information and economic systems department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev.

Kopylov Evgeniy Alekseevich – junior research fellow, senior teacher of Automatic control systems department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: evgesh72@mail.ru.

Kostyukov Artem Stanislavovich – student of Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: kostukovart@gmail.com.

Kovalev Igor Vladimirovich – Dr. Sc., Professor of System analysis department, Rector, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail kovalev.fsu@mail.ru.

Kozlov Alexander Alexandrovich – programmer, JSC "Scientific & Industrial Centre "Polyus". E-mail: polus@online.tomsk.net.

Krushenko Genry Gavrilovich – Dr. Sc., Professor, the chief research officer of Institute of Computer Modeling SB RAS. E-mail: genry@icm.krasn.ru

Laptenok Valeriy Dmitriyevich – Dr. Sc., Professor, Professor of Information-control system department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: ius_laptenok@sibsau.ru.

Latuk Denis Valerievich – postgraduate student, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev.

Lebedeva Larisa Olegovna – quality engineer, JSC "Scientific & Industrial Centre "Polyus". E-mail: polus@online.tomsk.net.

Marickiy Nikolai Nikolaevich – Cand. Sc., junior research fellow, National Research Tomsk State University. E-mail: evilelf_84@mail.ru.

Marshalov Dmitry Alexandrovich – Cand. Sc., Senior Researcher Lab, Institute of Applied Astronomy RAS. E-mail: marshalov.iaa@gmail.com.

Martynov Vasiliy Alexandrovich – engineer, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: kop6eh@gmail.com.

Masich Igor Sergeevih – Cand. Sc., Docent, Docent of Systems Analysis and Operations Research Department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: i-masich@yandex.ru.

Medvedev Yuri Dmitrijevich – Dr. Sc., Professor, head of the laboratory, Institute of Applied Astronomy RAS. E-mail: bondarenko@ipa.nw.ru.

Mikhnev Mihail Mikhaylovich – Cand. Sc., chief industrial engineer of JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: tanat_1_@mail.ru.

Mikhaylov Mikhail Ivanovich – leading engineer of the laboratory of Radiophysics of the Earth Remote Sensing of the Kirensky Institute of Physics SB RAS.

Miheev Anatoly Egorovich – Dr. Sc., Professor, head of Flying machine department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: michla@mail.ru.

Mikhlin Yuriy Leonidovich – Dr. Sc., senior researcher, Institute of Chemistry and Chemical Technology SB RAS. E-mail: yumikh@icct.ru.

Minakov Andrey Viktorovich – Cand. Sc., Docent, Siberian Federal University. E-mail: tov-andrey@yandex.ru.

Mironov Valery Leonidovich – Corresponding Member RAS, Dr. Sc., Professor, head of the laboratory of Radiophysics of the Earth Remote Sensing, the Kirensky Institute of Physics SB RAS; head of the KMT IKIVT department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: rsdvm@ksc.krasn.ru.

Mizrakh Enis Avrumovich – Cand. Sc., Professor, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: enis-home@mail.ru.

Movchan Pavel Valerevich – student of Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: movchan.pv@gmail.com.

Muzalevskiy Konstantin Viktorovich – Cand. Sc., research fellow of the laboratory of Radiophysics of the Earth Remote Sensing of the Kirensky Institute of Physics SB RAS; senior teacher of the KMT IKIVT department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: rsdkm@ksc.krasn.ru.

Nedorezov Dmitrii Aleksandrovich – engineer of JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev"; Postgraduate student of Siberian Federal University. E-mail: Nd@iss-reshetnev.ru.

Neglyad Efim Viktorovich – the third rank software engineer, JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev".

Nikiforov Aleksandr Ivanovich – Cand. Sc., senior researcher, head of the laboratory, Institute of Semiconductor Physics SB RAS.

Nosov Evgeny Viktorovich – research fellow, Institute of Applied Astronomy RAS. E-mail: e84@mail.ru.

Okuneva Tatiana Grigorievna – postgraduate student of International personnel and project management department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: okuneva@sibsau.ru.

Orlov Viktor Ivanovich – Director of TTC – NPO PM. E-mail: ttc@krasmail.ru.

Oshchepkova Dar'ja Gennad'evna – engineer of JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: Oshepkovadarya@gmail.com.

Ovchinnikov Andrey Viktorovich – chief of department, JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: danyka79@iss-reshetnev.ru.

Parshin Anatoliy Sergeevich – Cand. Sc., Docent, head of Technical Physics department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: aparshin@sibsau.ru.

Pasechnik Kirill Arnoldovich – engineer, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: kir.nik@mail.ru.

Pchelyakov Oleg Petrovich – Dr. Sc.**,** Deputy Director for Science, Institute of Semiconductor Physics SB RAS. E-mail: pch@isp.nsc.ru.

Pyatkov Anton Gennadevich – postgraduate student, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: AnthonyWolfhound@gmail.com

Podverbnykh Olga Efimovna – Dr. Sc. (Economics), Professor, head of the Department of International personnel and project management, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: podverbnih@sibsau.ru.

Polyakov Miroslav Vadimovich – design engineer, third category, JSC "Scientific & Industrial Centre "Polyus". E-mail: polus@online.tomsk.net.

Ponomarev Sergey Alexandrovich – junior research fellow, National Research Tomsk State University. E-mail: doc.sergeyponomarev@gmail.ru.

Ponomarev Sergey Vasiljevich – Dr. Sc., senior research fellow, head of the laboratory, National Research Tomsk State University. E-mail: psv@niipmm.tsu.ru.

Pozdniakov Alexey Andreevich – lead engineer, JSC "Scientific & Production Enterprise "Geofizika–Cosmos". E-mail: 1102@geocos.su.

Ramenskaja Elena Vladimirovna – Cand. Sc., Docent of Technology of mechanical engineering department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: lena@kraslan.ru.

Romankov Evgeniy Vladimirovich – engineer, JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: romajohn@yandex.ru.

Rusakov Sergey Valentinovich – head of labour and salary management department. JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: rusakov@iss-reshetnev.ru.

Rvacheva Elena Igorevna – engineer, JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev".

Sabirov Rashid Altanovich – Cand. Sc., Docent, Docent of Flying machine department and Engineering mechanics department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: rashidsab@mail.ru.

Salamatova Tatyana Andreevna – Master's Degree student, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: shiracom@mail.ru.

Sambarov Georgy Evgenevich – postgraduate of Astronomy and cosmic geodesy department, National research Tomsk State University. E-mail: detovelli@vtomske.ru.

Sandanova Baira Dashinimaevna – postgraduate student of International personnel and project management department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: sandanova@sibsau.ru.

Senashov Sergey Ivanovich – Dr. Sc., Professor, head of Information and economical systems, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: sen@sibsau.ru.

Sennikova Natalia Vladimirovna – head of the laboratory of Quality management department, JSC "Scientific & Industrial Centre "Polyus". E-mail: polus@online.tomsk.net.

Seregin Yuri Nikolaevich – Cand. Sc., Docent of Information and control system department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: ius_ceregin@sibsau.ru.

Shevchenko Yulia Nikolaevna – postgraduate student of Refrigeration, air conditioning and cryogenic technology department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev.

Shtabel Nikolai Vladimirovich – junior research fellow, postgraduate of Automatic control system department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: shtabnik@gmail.com.

Skvortsov Yury Vasilyevich – Cand. Sc., Docent of Space engineering department, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: proch@ssau.ru.

Smirnov Danil Vadimovich – student of Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: denilonedanilsm@gmail.com.

Sorokin Anatoly Vasiljevich – Cand. Sc., deputy manager of KMT IKIVT department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev; leading engineer of the Laboratory of Radiophysics of the Earth Remote Sensing of the Kirensky Institute of Physics SB RAS.

Stupina Alena Alexandrovna – Dr. Sc., Professor, Professor of Systems Analysis and Operations Research Department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: saa55@rambler.ru.

Suncov Sergei Borisovich – Cand. Sc., head of avionics department, JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: sbsun@iss-reshetnev.ru.

Syusina Olga Mikhaylovna – Cand. Sc., research assistant, Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics, Tomsk State University. E-mail: kleo77@sibmail.

Tentilov Uriy Alexandrovich – The chief of sector, JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: danyka79@iss-reshetnev.ru.

Timofeev Vyacheslav Alekseevich – Cand. Sc., research fellow, Institute of Semiconductor Physics SB RAS.

Tsivilev Ivan Nikolaevich – engineer, JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: tsivilevi@gmail.com.

Tynchenko Vadim Sergeevich – Cand. Sc., Docent, Docent of Information control systems department, Institute of Informatics and telecommunication, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: vadimond@mail.ru.

Vadimov Vladimir Nikolaevich – design engineer of the 3d category, JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev"; postgraduate student, Polytechnic Institute, Siberian State University. E-mail: Vladimir-vadimov@mail.ru.

Vlasov Anton Yurjevich – Cand. Sc., Docent, leader of Resource center "Space crafts and systems", Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: vlasov.anton@gmail.com.

Vnukov Aleksey Anatol'evich – engineer, JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: VnukovAlx@yandex.ru

Zhukov Vadim Genadjevich – Cand. Sc.-Ing., Docent, Docent of the Information technology security department, Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: zhukov.sibsau@gmail.com.

Zlobin Sergey Konstantinovich – lead engineer of JSC “Information satellite systems” named after academician M. F. Reshetnev”. E-mail: tanat_1_@mail.ru.

Zuev Dmitrij Mihajlovich – student of Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev. E-mail: ZuevDmitriy93@yandex.ru.

Zybin Yuriy Nikolaevich – Cand. Sc., main specialist, JSC “Scientific & Production Enterprise “Geofizika–Cosmos”. E-mail: 1102@geocos.su.