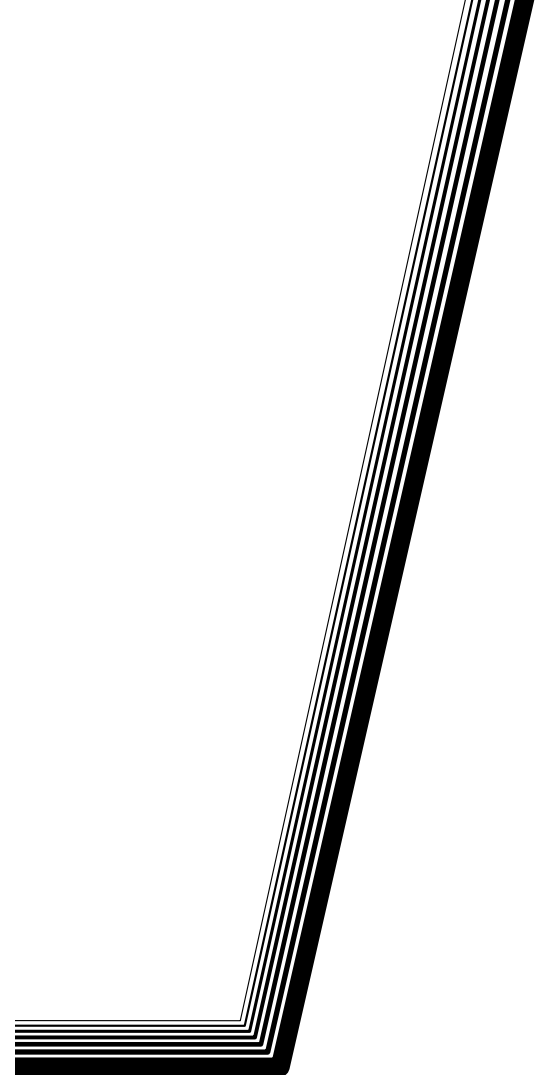


СИБИРСКИЙ ЖУРНАЛ НАУКИ И ТЕХНОЛОГИЙ



Том 19, № 2

Красноярск 2018

СИБИРСКИЙ ЖУРНАЛ НАУКИ И ТЕХНОЛОГИЙ

Том 19, № 2

Главный редактор

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

Заместители главного редактора

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

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

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

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ

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

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

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

Лаптенко В. Д., доктор технических наук, профессор (СибГУ им. М. Ф. Решетнева)

Лившиц А. В., доктор технических наук, доцент (ИрГУПС)

Максимов И. А., доктор технических наук (АО «ИСС»)

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

РЕДАКЦИОННЫЙ СОВЕТ

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

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

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

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

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

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

Краус И., профессор (Прага, Чехия)

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

Лю Т., профессор (Пекин, Китай)

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

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

Павера Р., доцент (Братислава, Словакия)

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

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

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

Чжанг Ш., доктор (Тяньцзинь, Китай)

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

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

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

SIBERIAN JOURNAL OF SCIENCE AND TECHNOLOGY

Vol. 19, No 2

Chief Editor:

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

Deputy Chief Editors

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

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

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

EDITORIAL BOARD

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

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

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

Laptenok V. D., Dr.Sc., Professor
(Reshetnev University)

Livshits A. V., Dr.Sc., Professor
(Irkutsk State Transport University)

Maksimov I. A., Dr.Sc.
(ISS-Reshetnev Company)

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

Mikheev A. E., Dr.Sc., Professor
(Reshetnev University)

Moskvichev V. V., Dr.Sc., Professor
(SDTB Nauka KSC SB RAS)

Sadovsky V. M., Dr.Sc., Professor
(ICM SB RAS)

Safonov K. V., Dr.Sc., Professor
(Reshetnev University)

Silchenko P. N., Doctor of Technical
Sciences, Professor (SibFU)

Smirnov N. A., Dr.Sc., Professor
(Reshetnev University)

Terskov V. A., Dr.Sc., Professor
(Irkutsk State Transport University)

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

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

EDITORIAL COUNCIL

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

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

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

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

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

Pawera R., Associate Professor (Bratislava, Slovakia)

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

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

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

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

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

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

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

К СВЕДЕНИЮ ЧИТАТЕЛЕЙ

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

ISSN 2587-6066.

Подписной индекс в каталоге «Пресса России» – 39263.

Зарегистрирован в Российском индексе научного цитирования (РИНЦ).

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

Входит в перечень журналов ВАК по следующим группам научных специальностей:

05.02.00 – машиностроение и машиноведение;

05.07.00 – авиационная и ракетно-космическая техника;

05.13.00 – информатика, вычислительная техника и управление.

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

Каждый выпуск журнала включает три раздела:

1 раздел. Информатика, вычислительная техника и управление.

2 раздел. Авиационная и ракетно-космическая техника.

3 раздел. Технологические процессы и материалы.

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

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

При перепечатке или цитировании материалов из журнала «Сибирский журнал науки и технологий» ссылка обязательна.

Учредитель и издатель

ФГБОУ ВО «Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева» (СибГУ им. М. Ф. Решетнева)

АДРЕС РЕДАКЦИИ, УЧРЕДИТЕЛЯ И ИЗДАТЕЛЯ:

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева, Российская Федерация, 660037, 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

Siberian Journal of Science and Technology is a research, production and practical peer-reviewed journal. Included by the Higher Attestation Commission of the Russian Federation in the Index of Leading Russian Peer-Reviewed Journals and Periodicals, in which significant scientific dissertation results should be published when applying for a Dr.Sc. degree.

The journal is the official periodical of Reshetnev Siberian State University of Science and Technology.

Certificate of Registration as a Mass Media Resource. Certificate: PI No. FC 77-50577, dated 03 August 2017, given by Federal Supervision Agency for Information Technology, Communications and Mass Media.

The Journal is included in the following subscription catalogue 39263 – Pressa Rossii.

The journal is registered in the Russian Science Citation Index (RSCI). The journal is indexed in the database of Ulrich's Periodicals Directory.

The journal was first published in 2000. Prior to 2002 it had the title *Vestnik Sibirskoi aerokosmicheskoi akademii imeni akademika M. F. Reshetneva (Vestnik SAA)*, prior to may 2017 it had the title *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika M. F. Reshetneva (Vestnik SibGAU)*.

The Journal is recommended for publishing the main results of research when applying for Cand. Sc. degree and Dr. Sc. degree upon the following specialties:

05.02.00 – machine engineering and science of mechanics;

05.07.00 – aviation and spacecraft engineering;

05.13.00 – informatics, computer technology and management.

Each issue consists of three parts:

Part 1. Informatics, computer technology and management.

Part 2. Aviation and Spacecraft Engineering.

Part 3. Technological Processes and Material Science.

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

The journal is published four times a year.

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

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

CONTACTS. Website: www.vestnik.sibsau.ru

Address: Reshetnev Siberian State University of Science and Technology.

31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation.

Tel./ fax (391)291-90-19; e-mail: vestnik@sibsau.ru

Редактор О. А. ПЛЕХОВА

Редактор английского текста С. Г. ЭФА

Оригинал-макет и верстка М. А. СВЕТЛАКОВОЙ

Подписано в печать 25.06.2018. Формат 70×108/16.

Бумага офсетная. Печать плоская. Усл. печ. л. 21,6.

Уч.-изд. л. 28,4. Тираж 1000 экз. Заказ . С 205/18.

Редакционно-издательский отдел СибГУ им. М.Ф. Решетнева.

Отпечатано в редакционно-издательском центре
СибГУ им. М.Ф. Решетнева.

Российская Федерация, 660037, г. Красноярск,
просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31.

Дата выхода в свет: 20.07.2018. Свободная цена

Editor O. A. PLEKHOVA, Editor (English Language) S. G. EFA

Layout original M. A. SVETLAKOVA

Signed (for printing): 25.06.2018. Format 70×108/16.

Offset Paper. Print flat. 21,6. Published sheets 28,4.

1000 copies. Order . С 205/18.

Printing and Publication Department

Reshetnev University.

Printed in the Department of copying and duplicating
equipment Reshetnev University.

31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk,
660037, Russian Federation.

Date of publication: 20.07.2018. Free price

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 1. ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

Богоявленский А. И., Каменев А. А., Полуян М. М., Солуянов А. А. Моделирование спектроэнергетических характеристик космических объектов в оптическом диапазоне	200
Колесников С. Г. О необходимых и достаточных условиях просто приводимости сплетения конечных групп	212
Кузнецов А. А., Кишкан В. В. Исследование графов Кэли конечных двупорожденных бернсайдовых групп периода семь	217
Паращук И. А., Сенашов В. И. Восстановление информации о группе по нижнему слою	223
Сенашов С. И., Савостьянова И. Л., Филюшина Е. В. Использование законов сохранения для решения задачи о волне нагрузки в упруго-пластическом стержне	227
Танасиенко Ф. В., Шевченко Ю. Н., Делков А. В., Кишкин А. А., Мелкозеров М. Г. Вычислительный эксперимент по получению характеристик моделируемой системы терморегулирования космического аппарата	233

РАЗДЕЛ 2. АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Акзигитов А. Р., Андронов А. С., Акзигитов Р. А., Перемышленников В. В., Дмитриев Д. В. Повышение эффективности передачи данных при спутниковом мониторинге воздушных судов	242
Акзигитов А. Р., Стаценко Н. И., Писарев Н. С., Ефимова А. Н. Разработка трёхточечного авиационного топливомера	246
Бутин А. М., Дубровский Е. Ю., Добышев Е. В., Ефремов С. В., Сунцов С. Б. Методика автоматизированного формирования сборочного чертежа кабельной сети	251
Генералов А. Г., Гаджиев Э. В. Миниатюрные антенны для малых космических аппаратов CubeSat	259
Двирный Г. В., Шевчук А. А., Двирный В. В., Елфимова М. В., Крушенко Г. Г. Анализ возможности создания имитатора солнечного излучения на основе светодиодных источников для наземной отработки космических аппаратов	271
Копылов Е. А., Лобанов Д. К., Мизрах Е. А. Анализ абсолютной устойчивости процессов управления зарядно-разрядным устройством с нагрузочным преобразователем в режиме стабилизации мощности	281
Латынцев С. В., Мурыгин А. В. Математическая модель определения возмущающих моментов геостационарного космического аппарата	293
Сагиева И. Е., Газизов Т. Р. Боковые заземленные проводники, углубленные в подложку микрополосковой линии, как средство контроля её характеристик	303
Слыщенко Е. В., Наумова А. А., Лебедев А. А., Генали М. А., Вагапова Н. Т., Жалнин Б. В. Обзор современных фотоэлектрических преобразователей космического назначения на основе соединений АПБВ	308
Тихомиров Р. Е., Максимов И. А., Трофимчук Д. А., Иванов В. В., Балашов С. В. Исследование зарядно-разрядных процессов на отрывном разъеме космического аппарата	325
Топильская С. В., Бородулин Д. С., Корнюхин А. В. Повышение стойкости к механическим воздействиям модернизированного малогабаритного гироскопического измерителя угловых скоростей	332

РАЗДЕЛ 3. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ И МАТЕРИАЛЫ

Еремин Н. В. Анализ микроструктуры слоистого полимерного композиционного материала металлокомпозитного бака высокого давления	346
Козлова Н. И., Гордеев Ю. И., Анистратенко Н. Е. Возможности использования групповых технологий для изготовления деталей универсально-сборных приспособлений	355
Михеев А. Е., Гирн А. В., Раводина Д. В., Якубович И. О. Плазмотрон для нанесения покрытий из тугоплавких дисперсных материалов	365
Сведения об авторах	373

CONTENTS

PART 1. INFORMATICS, COMPUTER TECHNOLOGY AND MANAGEMENT

Bogoyavlenskiy A. I., Kamenev A. A., Poluyan M. M., Soluyanov A. A. Modeling of spectroenergetic characteristics of space objects in the optical range	200
Kolesnikov S. G. On necessary and sufficient conditions of simply reducibility of wreath product of finite groups	212
Kuznetsov A. A., Kishkan V. V. The Cayley graphs of finite two-generator Burnside groups of exponent 7	217
Parashchuk I. A., Senashov V. I. Restoration of information on the group by the bottom layer	223
Senashov S. I., Savostyanova I. L., Filyushina E. V. Use of conservation laws to solve the problem of load wave in an elastoplastic rod	227
Tanasienko F. V., Shevchenko Y. N., Delkov A. V., Kishkin A. A., Melkozerov M. G. Computational experiment on obtaining the characteristics of a thermal control system of spacecraft	233

PART 2. AVIATION AND SPACECRAFT ENGINEERING

Akzigitov A. R., Andronov A. S., Akzigitov R. A., Peremishlennikov V. V., Dmitriev D. V. Increase of data transmission efficiency in aircraft satellite monitoring	242
Akzigitov R. A., Statsenko N. I., Pisarev N. S., Efimova A. N. Development of three-point aviation fuel quantity gauge	246
Butin A. M., Dubrovskiy E. U., Dobyshev E. V., Efremov S. V., Suntsov S. B. The method of automated development of an assembly drawing of a cable network	251
Generalov A. G., Gadzhiev E. V. Miniature antennas for CuberSat	259
Dvirniy G. V., Shevchuk A. A., Dvirniy V. V., Elfimova M. V., Krushenko G. G. Analysis of led-based solar simulator development capability for spacecraft ground testing applications	271
Kopylov E. A., Lobanov D. K., Mizrakh E. A. Control process absolute stability analysis of charge-discharge device with load converter in constant power mode	281
Latyntsev S. V., Murygin A. V. Mathematical model for geostationary spacecraft disturbing torques determination	293
Sagiyeva I. Ye., Gazizov T. R. Side grounded conductors dipped in a substrate of a microstrip line, as a tool of line characteristics control	303
Slyshchenko E. V., Naumova A. A., Lebedev A. A., Genali M. A., Vagapova N. T., Zhalnin B. V. The review of modern solar cells for space application based on AIII BV materials	308
Tikhomirov R. E., Maximov I. A., Trofimchuk D. A., Ivanov V. V., Balashov S. V. Investigation of charge-discharge processes in the spacecraft detachable connector	325
Topilskaya S. V., Borodulin D. S., Kornuhin A. V. Protecting modern compact gyroscopic angular rate measurement from mechanical influence	332

PART 3. TECHNOLOGICAL PROCESSES AND MATERIAL SCIENCE

Eremin N. V. Analysis of microstructure of laminated polymer composite material of metal composite overwrapped pressure vessel	346
Kozlova N. I., Gordeev Y. I., Anistratenko N. E. The possibilities of using of group technologies for manufacturing the parts of universal-assembled devices	355
Mikheev A. E., Girn A. V., Ravodina D. V., Yakubovich I. O. Plasmotron for coatings application from fuel-dispersed materials	365
Information about the authors	376

РАЗДЕЛ
PART
1



ИНФОРМАТИКА,
ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ
ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

INFORMATICS,
COMPUTER TECHNOLOGY
AND MANAGEMENT



**MODELING OF SPECTROENERGETIC CHARACTERISTICS OF SPACE OBJECTS
IN THE OPTICAL RANGE**

A. I. Bogoyavlenskiy, A. A. Kamenev, M. M. Poluyan, A. A. Soluyanov*

Military Space Academy named after A. F. Mozhaisky
13, Zhdanovskaya Str., Saint-Petersburg, 197198, Russian Federation

* E-mail: vinivka442@yandex.ru

In connection with the emergence of abnormal situations at the stage of launching space vehicles (SV) for various purposes (AngoSat-1, Telkom-3, Phobos-Grunt, etc.), the problems of timely detection of such situations and remote monitoring of the technical condition of SV are of vital importance. To assess the feasibility of solving this class of problems with the use of optronic equipment (OE), it is necessary to have a priori information on the spectroenergetic characteristics (SEC) of a SV and associated backgrounds for the projected angles and conditions of observation in the operational spectral ranges of the OE taking into account the illumination by the Sun and the Earth. Due to the adaptability of mathematical modeling to the high degree of variability of the above factors, this method can be considered as a rational one for obtaining dynamic SEC (signatures) of SV for observation conditions that change during an orbital flight.

The technology of SEC modeling of space objects (SO) with the use of FemRad dedicated software (DS) is presented, which provides the production of SO SEC taking into account the indicatrices of the scattering of optical radiation from materials and coatings of the external surface of the object, the dynamics of its thermal regime and the conditions of illumination by the Sun and Earth during the orbital flight.

The advantage of the presented technology is the compatibility of the developer's own software solutions with the widespread application programs of finite element analysis. In particular, the known CAD and CAE tools – SolidWorks, ANSYS, Gmsh – are used to develop grid geometric 3D models of SO.

The method for parametric approximation of the measured indicatrices of scattering of optical radiation from materials and coatings of SO on the basis of a given model of roughness is considered. The main provisions of the DS methodology for calculating the heat flux of the "Earth-atmosphere" system, as well as the fluxes of reflected and scattered solar radiation falling on the SO in the range 0.2–20 μm , are presented. The results of modeling the dynamic SEC of a typical SO in the infrared (IR) range are given as an illustration of the application of the DS.

Keywords: space vehicle, grid model, optronic equipment, scattering indicatrix, radiative heat transfer, signature, spectroenergetic characteristic.

Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 2. С. 200–211

**МОДЕЛИРОВАНИЕ СПЕКТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ В ОПТИЧЕСКОМ ДИАПАЗОНЕ**

А. И. Богоявленский, А. А. Каменев, М. М. Полуян, А. А. Солуянов*

Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского
Российская Федерация, 197198, г. Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13

*E-mail: vinivka442@yandex.ru

В связи с возникновением нештатных ситуаций на этапе выведения космических аппаратов (КА) различного назначения (AngoSat-1, Telkom-3, «Фобос-Грунт» и др.) актуальными являются задачи их своевременного выявления и дистанционного контроля технического состояния КА. Для оценивания возможности решения данного класса задач с применением оптико-электронных средств (ОЭС) требуется априорная информация о спектроэнергетических характеристиках (СЭХ) КА и сопутствующих фонах для прогнозируемых ракурсов условий наблюдения в рабочих спектральных диапазонах ОЭС с учётом подсветки Солнцем и Землёй. В качестве рационального метода получения динамических СЭХ (сигнатур) КА для изменяющихся в процессе орбитального полёта условий наблюдения может рассматриваться математическое моделирование вследствие его адаптивности к высокой степени изменчивости указанных выше факторов.

Представлена технология моделирования СЭХ космических объектов (КО) с использованием специализированного программного обеспечения (СПО) FemRad, обеспечивающая получение СЭХ КО с учётом индикатрис рассеяния оптического излучения материалов и покрытий внешней поверхности объекта, динамики изменения его теплового режима и условий подсветки Солнцем и Землёй в процессе орбитального полёта. Достоинством представленной технологии является сопряжение собственных программных решений разработчика с распро-

странёнными прикладными программами конечно-элементного анализа. В частности, для разработки сеточных геометрических 3D-моделей КО применяются известные CAD- и CAE-средства – SolidWorks, ANSYS, Gmsh.

Представлен способ параметрической аппроксимации измеренных индикатрис рассеяния оптического излучения материалов и покрытий КО на основе заданной модели шероховатости. Приведены основные положения реализованной в СПО методики расчёта потока собственного теплового излучения системы «Земля–атмосфера», а также потоков отражённого и рассеянного этой системой солнечного излучения, падающих на КО в диапазоне 0,2–20 мкм. В качестве иллюстрации применения СПО приведены результаты моделирования динамических СЭХ типового КО в инфракрасном (ИК) диапазоне.

Ключевые слова: космический аппарат, сеточная модель, оптико-электронное средство, индикатриса рассеяния, радиационный теплообмен, сигнатура, спектрэнергетическая характеристика.

Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-2-200-211

Introduction. Over the last 4 years, the total number of active space vehicles (SV) in the near-Earth space (NES) increased by 60 % and exceeded 1900. During the same period, the number of launch vehicles (LV) launches increased by 15 % and tends to increase due to created LV of light and ultra-light classes. Active use of new LV classes increases the urgency of timely detection and remote monitoring of the technical state of the orbited SV in case of loss of communication with them (in particular, abnormal situations aboard the SV AngoSat-1, Telkom-3, Phobos-Grunt, etc.).

Observations of objects in the NES are carried out, first of all, by ground-based optronic equipment (OE) of the visible range, which record their spectrophotometric characteristics. For the visible range, a number of techniques have been developed that make it possible to determine the shape and orientation of space objects (SO) from the results of photometric observations. The disadvantage of OE of the visible range is the difficulty of observing SO in the daytime and when they are in the Earth's shadow. OE surveillance of the IR range allows providing the possibility of round-the-clock receipt of operational information about SO.

The development of consistent hypotheses on the technical state of a SO based on the analysis of the received non-coordinate (signature) information requires the presence of a priori data on the spectroenergetic characteristics (SEC) of a SO in the operating ranges of the OE. Such information can be obtained by the mathematical modeling method, which ensures the production of the SO SEC taking into account the dynamics of its thermal regime change and the conditions of illumination by the Sun and Earth during the orbital flight. It should be noted that the SVs belong to the class of the most complex SOs for the simulation of the SEC, since they are characterized by significant variations in the heat fluxes discharged through the radiation surfaces depending on the operation modes, mutual shading (shielding) of the outer surface portions from the falling (outgoing) radiation fluxes, the surface presence of dissimilar materials and coatings with optical characteristics that vary significantly over time in the complex effect of the NES factors.

In the field of modeling of SV SEC in a wide optical range, there are currently no complete software solutions, which necessitates the joint use of the well-known foreign software tools (STs) SolidWorks, ANSYS, MSC.Sinda / Thermica, Systema V4, AGI STK, COMPASS-3D, THERM and our own specialized modeling tools [1–3].

In this case, the ability to transfer modeling results is provided, as a rule, only between the ST of one Developer or between CAD and CAE tools oriented to finite element analysis. Thus, the 3D geometric model of the SO created in SolidWorks can be exported to ANSYS for using a more advanced grid generation module. However, the resulting geometric model can not be used to simulate external heat transfer of a SV in the ST Systema V4 or TERM. The process of transferring the ANSYS results of modeling the external thermal loads obtained at the TERM ST for a given scenario of a SV orbital motion to thermal analysis environment is quite laborious.

In a number of organizations engaged in the development of SVs and high-resolution information OE, the study of the “Earth–atmosphere” system and space, as well as the solution of other science-intensive problems, there are specialized software solutions of their own design, in which the results of their long-term activity are realized. In particular, such dedicated software (DS) may include unique databases that are not available in the packages of the above-mentioned STs and programs.

The article describes the original technology that provides the interface between modern CAE software and cross-platform open source FemRad DS, designed to develop dynamic SEC (signatures) of a SV, taking into account the design and functional features of a SV and external factors mentioned above [3; 4].

The main stages of the calculation of the dynamic SV SEC and the structure of the FemRad DS. The structural scheme for calculating the dynamic SEC (signatures) of a SV using FemRad DS is shown in fig. 1. The basis of this DS includes a set of interrelated mathematical models, the necessary databases (DB), calculation techniques and application programs implementing them and developed in Fortran-2008 language, which can be used both as a part of the DS developed by the authors and autonomously.

Calculation of dynamic SEC (signatures) of a SV includes the following main stages:

- construction of a grid geometric model (GGM) of a SV, the setting of thermophysical properties of finite elements (FE) and optical properties to elements of the outer surface;
- setting the ballistic parameters of the SV flight and the cyclogram of its operation;
- determination of the relative position of the Sun, Earth, a SV for each moment of time;

- calculation of the matrix of angular coefficients taking into account mutual shielding of the sites;
- determination of the flux density of radiation from the Sun and the "Earth-atmosphere" system (in the integral and spectral ranges for which the SV SEC are calculated);
- calculation of the falling integral and spectral fluxes from the Sun and the "Earth-atmosphere" system to the outer surface of the SV GGM taking into account shading and multiple reflections, as well as setting the internal heat of a SV;
- calculation of the temperature of each node taking into account radiant and conductive heat exchange, internal heat release and thermal inertia of a SV design using the FE method;
- calculation of the radiation intensity in the given directions and ranges of the spectrum, as well as the construction of the indicatrices of the radiation intensity of a SV for all set wavelength ranges.

Construction of a SV grid geometric model. The construction of a SV GGM begins with a preparatory

stage, which includes analysis of the constructive and functional features of the modeling object and the development of its three-dimensional geometric model (CAD model) by means of automated design. Any ST intended for 3D modeling can be used for this purpose. It is expedient to select a ST that allows importing / exporting files in various graphic formats, including the widely used STEP format (AP 203 protocol), supported by international and domestic standards (GOST R ISO 10303).

Physical volumes and surfaces of a SV CAD-model are marked out in order to preserve information about the thermal and optical properties of various elements of a SV. Each physical volume (surface) combines adjacent elements of a SV, which have the same thermophysical (optical) properties.

Generation of the calculated SV GGM on the basis of four-node tetrahedrons as the FE is carried out using the cross-platform open ST Gmsh [5]. ST ANSYS can also be used for this purpose. In this case, the obtained grid model is reduced to the ST Gmsh format by means of a special converter [6].

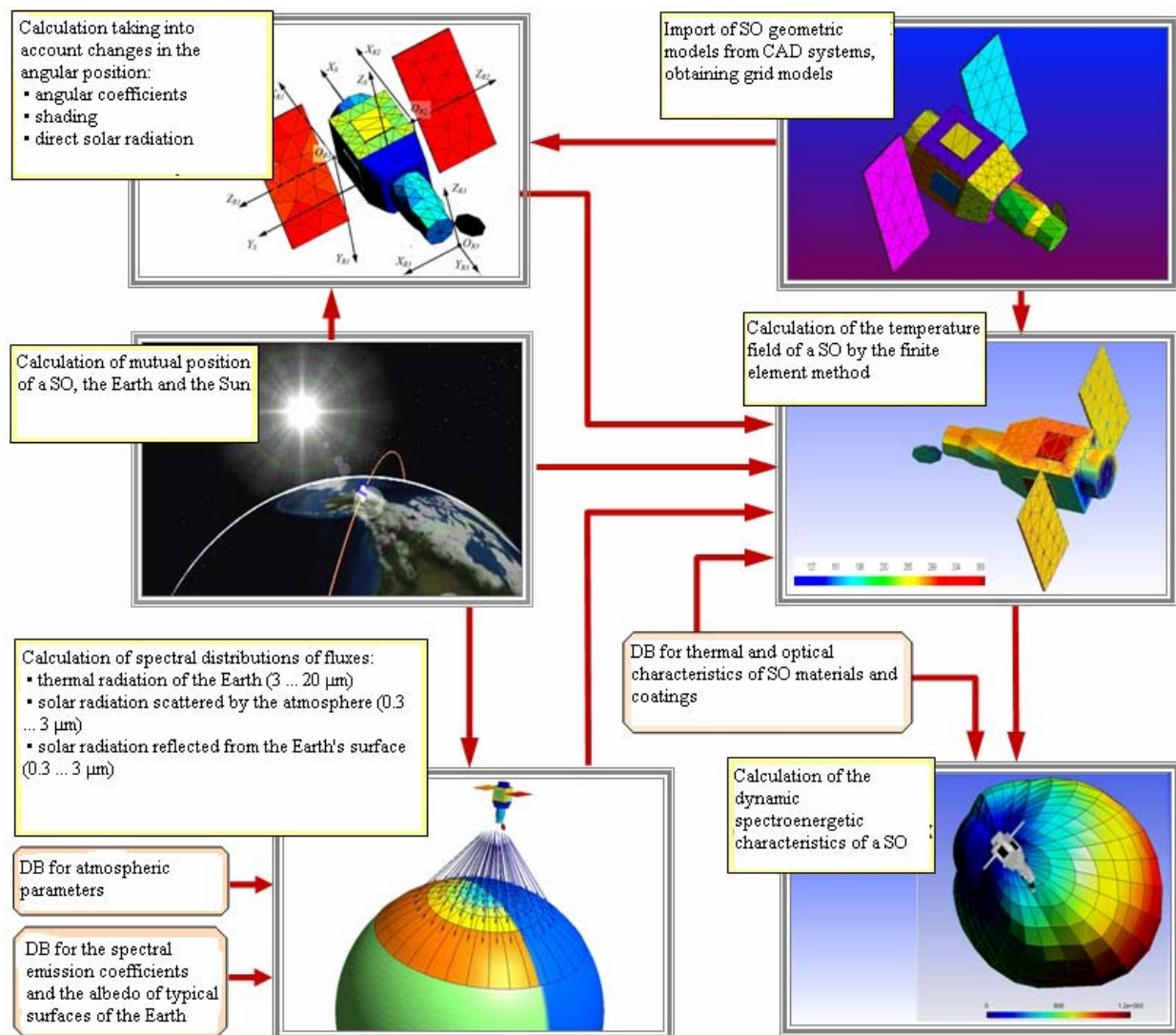


Fig. 1. Structural scheme for the calculation of dynamic SV SEC using FemRad DS

Рис. 1. Структурная схема расчёта динамических СЭХ КА с использованием СПО FemRad

Information about the attribution of each element of the grid to any physical volume or surface is stored in the output file. All areas, normals and coordinates of the center of all surface triangular areas of GGM (facets of FE tetrahedrons) are calculated in the coordinate system (CS) associated with the SV.

Setting of thermophysical properties of FE and optical properties of the external surface is carried out on the basis of the analysis of their belonging to some physical volume or surface. Material is set for each physical volume, and a set of integral and spectral optical characteristics is set for each surface. Density, specific heat and coefficient of thermal conductivity are set for volumetric elements; the absorption coefficient of solar radiation, the degree of blackness, the approximation coefficients of the indicatrix of the reflected radiation scattering in the spectral ranges in which the SV SEC are calculated are set for materials (coatings) of external surfaces. In the visible range the indicatrix of the dimensionless brightness factor β , and in the IR range the bidirectional reflection function (BRF) ρ' with a dimension of $1 / \text{sr}$. are meant as the indicatrices of reflected radiation scattering.

Approximation of the indicatrices of the scattering of optical radiation from materials and coatings on the outer surface of a SV. A parametric dependence based on a given model of surface roughness is used to approximate the experimentally obtained indicatrices β and ρ' [7]. It includes terms describing the specular and diffuse components of the reflected radiation:

$$\beta = \beta_m(\theta_i) \cdot G \cdot D / (\cos\theta_i \cdot \cos\theta_r) + \beta_d,$$

$$\rho' = \rho'_m(\theta_i) \cdot G \cdot D / (\cos\theta_i \cdot \cos\theta_r) + \rho'_d,$$

where θ_i is the angle between the direction of the incident radiation and the normal to the surface; $\beta_m(\theta_i)$ is maximum value of the brightness coefficient at angle θ_i ; G is a geometric factor, taking into account the influence on the shape of the surface roughness indicatrix; D is the

multiplier characterizing the probabilistic distribution of roughness; θ_r is the angle between the normal and the direction of observation; β_d is the brightness coefficient of the diffuse component of the reflected radiation; ρ'_m is the maximum of the BRF at angle θ_i ; ρ'_d is the BRF value of the diffuse reflection component.

A detailed derivation of expressions for calculating the values of G and D is given in [7].

As an example, fig. 2 shows the results of the approximation of the indicatrix of the brightness coefficient of the enamel sample EP-255 for radiation with a wavelength of $0.48 \mu\text{m}$, and fig. 3 shows the results of BRF approximation of a mylar film for radiation with a wavelength of $9.6 \mu\text{m}$. The solid lines in these figures show the measured values, the dotted ones show the results of the approximation.

The obtained parametric approximations of the scattering indicatrices of the reflected radiation for a given spectral range are included in the DB on the thermal and optical characteristics of the materials and coatings of the SO, used in the calculation of the SV SEC with the use of the FemRad DS.

Modeling of the orbital motion, kinematics of a SV and its moving parts. To simulate the motion of a SV in orbit, the following parameters are set in SEC: the inclination of the orbit, the height of the apogee and perigee, the longitude of the ascending node, the argument of the perigee latitude, the true anomaly, as well as the calendar date and the universal time (UTC) at the end of the calculation. Determination of the relative position of the Sun, the Earth and a SV at the present moment (step) includes calculating the coordinates of the center of mass of a SV, direction vectors from the center of mass (CM) to the Sun and to the center of the Earth in an absolute geoequatorial CS. At each time step it is checked whether a SV is illuminated by the Sun or is in the Earth's shadow.

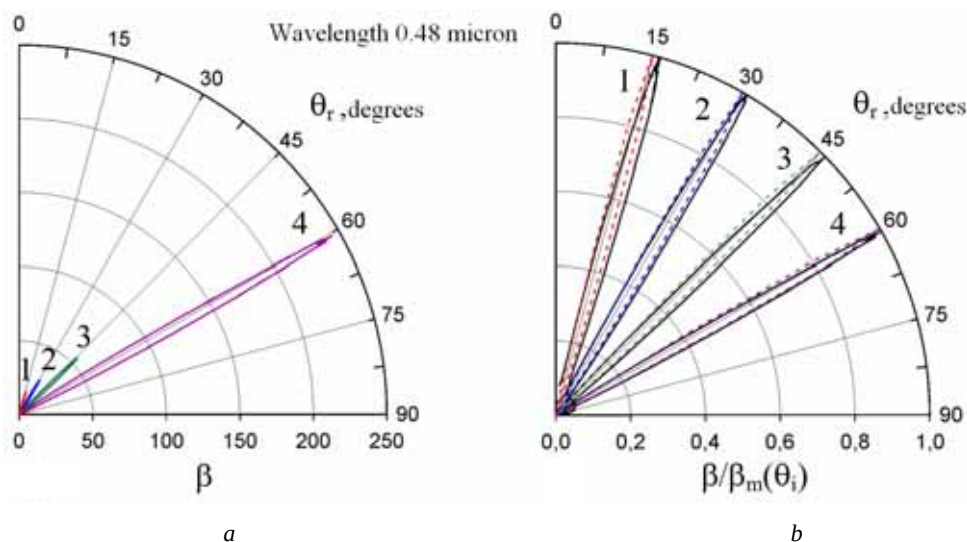


Fig. 2. The measured absolute (a) and normalized (b) values of the brightness coefficient of the enamel EP-255 at the angle of radiation incidence on sample θ_i , degrees:

1 – 15; 2 – 30; 3 – 45; 4 – 60

Рис. 2. Измеренные абсолютные (a) и нормированные (б) значения коэффициента яркости образца эмали ЭП-255 при угле падения излучения на образец θ_i , град.:

1 – 15; 2 – 30; 3 – 45; 4 – 60

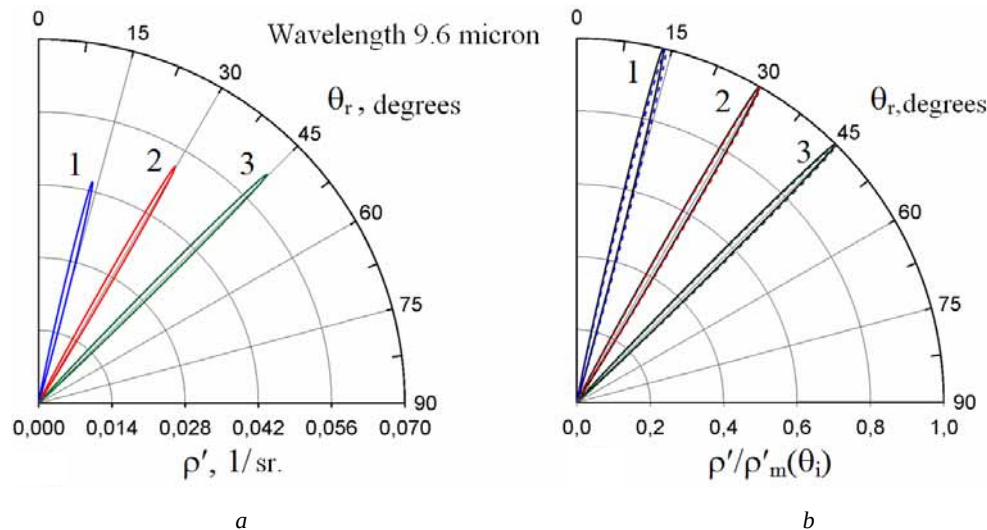


Fig. 3. Measured absolute (a) and normalized (b) BRF values of a mylar film sample at an angle of radiation incidence on sample θ_i , degrees: 1 – 14; 2 – 30; 3 – 45

Рис. 3. Измеренные абсолютные (a) и нормированные (б) значения ДФО образца плёнки ПЭТФ при угле падения излучения на образец θ_i , град.: 1 – 14; 2 – 30; 3 – 45

If a SV makes rotational movements relative to the CM and / or its moving parts (solar panels (SP), covers of optical systems, etc.) make movements with respect to the SV body during its functioning, then a kinematic model and a cyclogram of the kinematics of the object are set.

A kinematic model is a two-level system of kinematic bodies (KBs) and connections between them. A SV body is a kinematic body of the upper level, or the main kinematic body, and SV moving parts or mobile kinematic bodies (MKBs) are the bodies of the lower level. A number of degrees of freedom and lists of the physical volumes and surfaces included into it are set for each KB. Parameters defining the position of a MKB in the construction CS of a SV, such as, the coordinates of the origin of the mobile CS associated with the KB and the unit vectors of its axes are additionally set for MKBs.

A kinematics cyclogram is set in the form of a sequence of kinematic phases. A kinematic phase (KF) is the time interval during which the laws and parameters of motion of all KBs remain unchanged. A KF is characterized by the time of its beginning, termination, and the type of a SV orientation in this phase (to the Earth, to the Sun, to the velocity vector). The laws and parameters of KBs' rotational motion relative to the axes corresponding to the degrees of freedom defined for these bodies are set on each KF for all KBs.

Calculation of angular coefficients. Calculation of the angular coefficients (AC) between the platforms of the SV GGM is carried out by the method of double integration over area, taking into account the shielding factor [8]. In view of the extremely high laboriousness of calculating AC with shielding by direct scanning of screen areas, an accelerating structure based on one of the varieties of an uneven volume grid is used to solve this problem. The same accelerating structure is used for tracing the path of the rays, taking into account their multiple reflections, and also in calculating the shielding of radiation leaving the SV towards the observer.

When the configuration of the object is changed in accordance with the kinematics cyclogram (for example, when rotating the SPs, opening the covers, etc.), the AC matrix and the accelerating structure are recalculated taking into account the changed characteristics of the mutual shielding of the platforms, and their coordinates and normals are recalculated as well.

Simulation of the SEC of the “Earth–atmosphere” system radiation. The technique according to which the Earth (as a source of illumination) is considered as a diffusely radiating and reflecting spherical body [9] is traditionally used when calculating the thermal regimes of a SV and the intensity of their own radiation. In this case, the Earth's albedo is assumed to be constant over the Earth's entire surface, and its intrinsic radiation is determined either as the radiation of an absolutely black body with a given temperature, or is directly set in the form of radiation fluxes from a unit surface of the planet. The optical characteristics of the materials and coatings of SVs are given as weighted averages for the selected spectral range. This technique is also implemented in FemRad DS, where it is used in those cases when the calculation problems are limited to determining the temperature field of the outer surface and the integral radiation intensity of a SV. However, it is of little use for calculating the SV SEC in narrow spectral ranges due to the significant errors that arise. The latter is due not only to the manifestation of the selective properties of the reflective-radiative characteristics of materials and coatings on the outer surface of a SV, but also to the pronounced selective nature of the radiation of the “Earth–atmosphere” system as a source of a SV illumination.

Therefore, another technique is also implemented in the FemRad DS, which allows calculating the heat radiation fluxes of the “Earth–atmosphere” system and the reflected solar radiation taking into account their spectral structure. According to this technique, the solid angle of the Earth's surface visible from a SV orbit is divided

radially into a plurality of equal illumination zones for each of which conditions of lighting by the Sun are determined at the time of calculation (not lit, lit completely, lit partially). Zone centers are considered as point sources of radiation, from which optical paths (OPs) are set in the direction of a SV CM (fig. 4). Each zone is associated with one of the types of underlying surfaces (US) of the Earth, represented in the DB of optical characteristics of typical landscapes. This DB includes systematic data on the spectral emission and reflection coefficients as well as spectral albedo of typical US (water, snow, cloud cover, desert, forest, etc.) in the ultraviolet, visible, and IR ranges (0.2–25.0 μm). When a SV moves in the orbit the system of illumination zones formed around the sub-satellite point (fig. 4) moves together with it over the surface of the Earth, so that the USs in each zone are continuously changed with regard to their actual geographic location and seasonal variation.

The optical thickness and the transmission coefficient along the OPs as functions of height are calculated for each illumination zone. These data are used to solve the equation of radiative transfer along the OPs for calculating the luminance field values at the upper atmosphere boundary (UAB) in the direction from the center of the zone to the SV CM. Traces of rays in the Earth's atmosphere are calculated taking into account refraction. The spectral density of the energy brightness (SDEB) of the radiation of the illumination B_λ , coming to the UAB from each zone, is calculated as the sum of the contributions of several components:

$$B_\lambda = B_\lambda^{\text{SR}} + B_\lambda^{\text{IR}} + B_\lambda^{\text{AH}},$$

where B_λ^{SR} is the contribution of solar radiation reflected from the US; B_λ^{IR} is the contribution of the intrinsic thermal radiation of the US; B_λ^{AH} is the contribution of atmospheric haze radiation.

SDEB of radiation of atmospheric haze is calculated as the sum of contributions of the following components:

$$B_\lambda^{\text{AH}} = B_\lambda^{\text{AA}} + B_\lambda^{\text{AM}} + B_\lambda^{\text{TR}},$$

where B_λ^{AA} is the contribution of solar radiation scattered by atmospheric aerosols; B_λ^{AM} is the contribution of solar radiation scattered by air molecules (Rayleigh scattering); B_λ^{TR} is the contribution of the thermal radiation of the atmosphere.

All the radiation components in the above formulas are considered independent and are calculated taking into account the attenuation of radiation as it propagates in the Earth's atmosphere. The received brightness field on the UAB is used to calculate the radiation flux density coming from the illumination zone in the direction of the SV CM by integration over the solid angle of its visibility and the given spectral subbands. These operations are performed for each zone.

The verification of the developed methods and programs for the calculation of SEC of the "Earth-atmosphere" system was carried out in three stages by comparing the results obtained with their help with the results of field experiments and simulation results using specialized software.

At the first stage, private base techniques were tested to perform calculations of the refractive indices of dry and moist air, the scattering cross section and the optical depth of molecular scattering, and other auxiliary parameters.

At the second stage, a set of test calculations of the SDEB of the "Earth-atmosphere" system in a wide optical range for typical situations and observation conditions was performed. As an example, fig. 5 presents calculated and experimental data on the SDEB of a typical underlying surface of the Earth.

At the third stage, the correctness of the calculation of the integral radiation fluxes from the "Earth-atmosphere" system to the set point of the NES was verified.

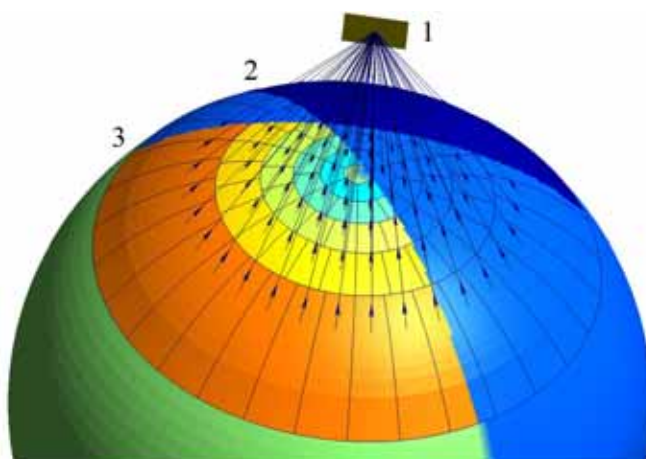


Fig. 4. The scheme of irradiation of a SV platform by the surface of the "Earth-atmosphere" system, divided into 91 illumination zones: 1 – is a platform; 2 – is a boundary between the illuminated and shadow parts of the Earth; 3 – is the trace of the intersection of the platform plane with the Earth's surface

Рис. 4. Схема облучения площадки КА поверхностью системы «Земля-атмосфера», разбитой на 91 зону подсветки: 1 – площадка; 2 – граница между освещённой и теневой частями Земли; 3 – след пересечения плоскости площадки с поверхностью Земли

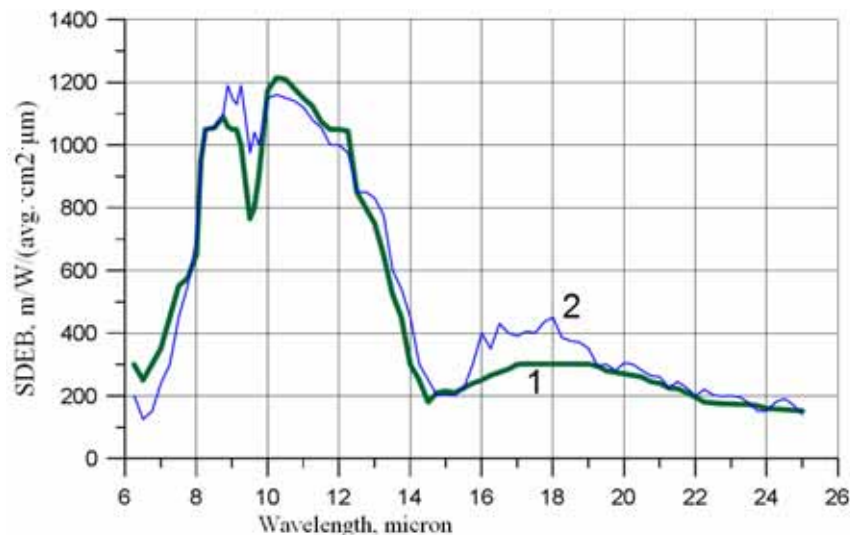


Fig. 5. SDEB of the underlying Earth's surface: 1 – is data recorded by the MSRF-IC equipment when observed in a nadir from a height of 300 km (Libyan desert, summer, day [10]); 2 – is calculation for a height of 300 km (seasonal-regional model of the atmosphere – standard, the temperature of the underlying surface (sand) + 50 °C)

Рис. 5. СПЭЯ подстилающей поверхности Земли: 1 – данные, зарегистрированные аппаратурой МСРФ-ИК при наблюдении в нади́р с высоты 300 км (Ливийская пустыня, лето, день [10]); 2 – расчёт для высоты 300 км (сезонно-региональная модель атмосферы – стандартная, температура подстилающей поверхности (песок) +50 °C)

According to the published data, the average power density of the intrinsic thermal radiation of the “Earth–atmosphere” system on the UAB in a cloudless sky is 265 W/m² [11]. The calculated value of this value, obtained with the use of the DS, was 264 W/m² for the standard model of the Earth’s atmosphere.

Analysis of the results of DS testing showed that the developed methods and programs ensure the calculation of the incoming heat fluxes entering the given point of the NES, as well as the flux of solar radiation reflected and scattered by the “Earth–atmosphere” system in the optical range of 0.2–20 μm with the required accuracy.

Calculation of the heat fluxes arriving at a SV. Calculation of the integral and spectral fluxes from the Sun and the “Earth–atmosphere” system falling on the platforms of the outer surface of the SV GGM is done taking into account shading and multiple reflections. Z-buffer method is used to calculate the shading [12]. In accordance with this method, the SV GGM is projected onto flat screens perpendicular to the corresponding directions on the Sun and the illumination zones of the “Earth–atmosphere” system (fig. 6). Surfaces of screens are broken into elementary fragments of the image – pixels by an orthogonal grid. The midsection area relative to the radiation flux of the source in question equal to the sum of the areas of all the pixels occupied by it in the z-buffer is calculated for each platform. The radiant flux incident on this platform from the source of illumination is determined by the product of its flux density on the area of the midsection of the platform. The total radiant fluxes to the platforms of the SV GGM SC are determined by the sum of the fluxes from all external sources.

An incident flux is traced in the platform system of a grid model in the presence of materials and coatings on

the surface of a SV characterized by the presence of a mirror component in the reflected radiation, taking into account its multiple reflection (separately for each source). The external surface platforms at which incident radiation arrives directly are considered as sources whose radiation is propagated further in the platform system along the paths calculated using the accelerating structure (fig. 7). Using the trace algorithm the trajectory of each ray is traced until it is either completely absorbed or leaves the platform system. It is taken into account that in each reflection cycle, both diffuse and specular components may be present in the reflected radiation depending on the type of material (coating) of the surface. The transfer of radiation reflected diffusely is calculated using the AC matrix.

The internal heat dissipation of a SV is set in the form of the mid-turn heat-release cyclograms for the corresponding physical volumes.

Calculation of the non-stationary temperature field of a SV. The calculation of temperatures in the nodes of the SV GGM grid is carried out by the finite element method. In accordance with this method, the initial non-stationary heat equation is transformed by the Galerkin method into a matrix system of four equations for each FE in the form of a tetrahedral tetrahedron. In the resulting system of equations, the unknowns are the temperatures at the nodes of the FE.

Matrix systems of equations for individual FEs are assembled into a global system of linear algebraic equations for the entire grid model of a SV. The original algorithm for compact storage of sparse matrices [13] is implemented in the DS, which allows significant increasing the speed of calculations and reducing the amount of required RAM.

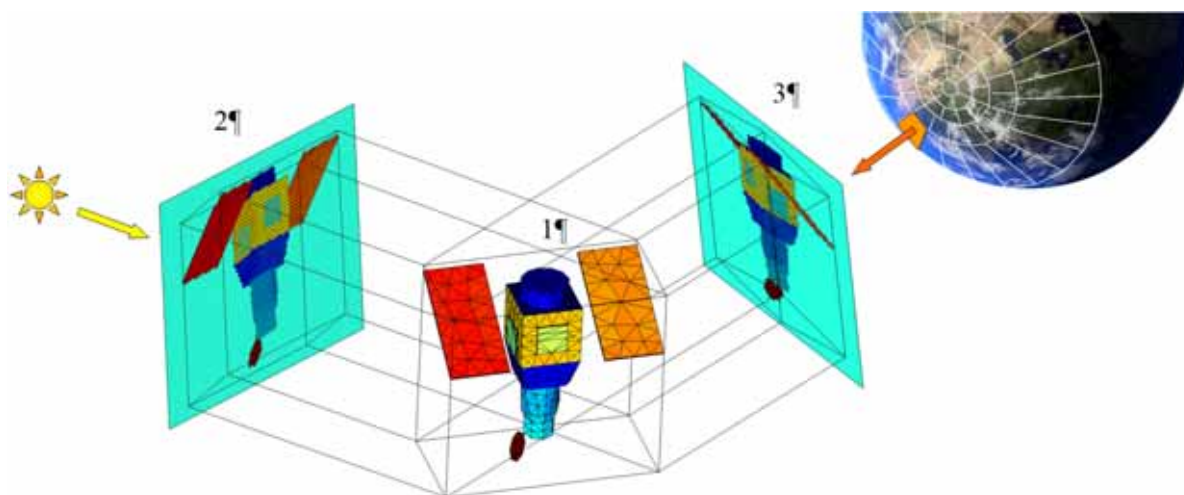


Fig. 6. The scheme of calculation of radiant fluxes incident on a SV using z-buffer: 1 – is a SV GGM; 2, 3 – are projections of the SV GGM in the plane perpendicular to the direction of radiation fluxes of external sources: the Sun (2), the illumination zones of the "Earth-atmosphere" system (3)

Рис. 6. Схема расчёта падающих на КА лучистых потоков с использованием z-буфера: 1 – СГМ КА; 2, 3 – проекции СГМ КА на плоскости, перпендикулярные направлению потоков излучения внешних источников: Солнца (2), зоны подсветки системы «Земля–атмосфера» (3)

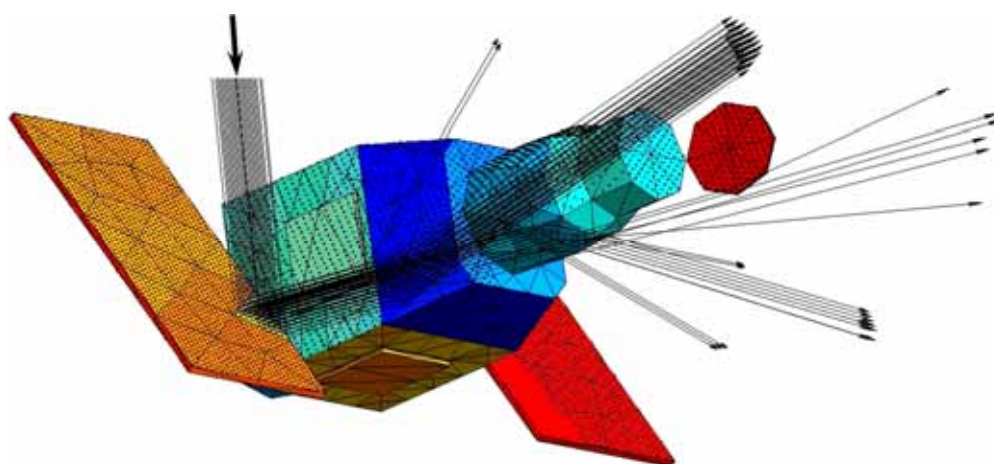


Fig. 7. An example of ray tracing for one of the platforms of the SV GGM. The arrow shows the direction of radiation of the source, the points show the beginning of the traces of reflected rays

Рис. 7. Пример трассировки лучей для одной из площадок СГМ КА: стрелкой показано направление излучения источника, точками – начало трасс отражённых лучей

As a result of solving the obtained global system of equations, temperatures are calculated at all nodes of the grid, with the exception of the nodes belonging to the outer layer of screen-vacuum thermal insulation (SVTI). The temperature of the outer surface of the SVTI irradiated by the Sun and the "Earth-atmosphere" system dynamically changes at each step in time due to the low thermal inertia of the film layers. Therefore, the temperature at the nodes of the SV grid model belonging to the surface layer of the SVTI is determined as a result of solving the instantaneous equations of stationary heat exchange taking into account the thermal bonds with the inner layers of thermal insulation.

Simulation of a SV dynamic SEC (signatures). Calculation of a SV radiation intensity (integral one and in

given spectral ranges) is performed simultaneously for the set of directions uniformly distributed in the solid angle 4π avg. For example, when setting the step between directions 3° , their number is 7082, at step 2° it is 16022. The outgoing radiation for each direction is calculated taking into account the mutual shielding of the platforms of a SV GGM. All the components of the radiation leaving a SV, such as, its own thermal radiation, reflected solar radiation, the thermal radiation of the Earth and the solar albedo-flow of the Earth are included. The set of values of the flows leaving in all directions forms the indicatrix of the radiation intensity of a SV. The set of such indicatrices (integral ones and in given spectral ranges), calculated for each time step within one or several turns and stored in files of a certain format, represent a digital

dynamic model (DDM) of a SV SEC. The file containing the temperature field of a SV for each step in time is recorded in parallel with the DDM SEC files. DDM SEC and a SV temperature field files can be viewed and analyzed both in a step-by-step and in a 3D animation mode with the use of the post processing facilities of the Gmsh ST.

Indicatrices of a SV radiation intensity are visualized in the form of projections onto the opaque spherical screen surrounding it (fig. 8). The center of the screen is placed in a SV CM. Each value of the radiation intensity on the screen corresponds to a certain shade of the color scale. To transfer the shape of the indicatrix, a spatially non-uniform transformation of the spherical screen into a 3D surface can also be used, so that the length of the radius-vector of any point of the surface is proportional to the radiation intensity in the direction given by this vector.

The results obtained in modeling the SEC of a typical SV in the IR range of 3–20 μm are given below to illustrate the application of the FemRad DS. A low-mass SV with a characteristic design (fig. 9) in the main elements of which analogues of widely used materials and coatings of their external surfaces are used was selected as the object of research. Solar cells based on gallium arsenide are located on the front side of the SB panels, and their backside is covered with white enamel of AK-512 type. An aluminized polyimide film of the NIIKAM-KPMA type is used as the facing layer of SVTI. A thermoregulatory coating of TR-SO FSr type is applied on the radiation surfaces. A SV operates on a circular sun-synchronous orbit with a height of 480 km and with inclination of 97.4° .

Fig. 9 shows the relative position of a SV, the Earth and the Sun, and the numbers indicate the characteristic points of the orbit: point 1 is 10 seconds before a SV leaves the Earth's shadow; points 2, 3 are located above the north pole and the equator of the Earth, respectively; point 4 corresponds to the maximum SB temperature of a SV.

The simulation results are shown in fig. 10. As it can be seen, the spatial indicatrix of a SV radiation is distinguished by a significant inhomogeneity in the directions of observation, and also considerably depends on the position in the orbit.

It should be noted that since solar cell batteries are located in a plane perpendicular to the longitudinal axis of a SV, radiation from the panels of the SB goes in the $-X$ direction, and radiation from a SV body (SVTI and radiators) goes mainly in the $+Y$ direction. At the same time, the temperature of the SVTI facing layer on the illuminated side is, on average, close to the temperature of the SB panels. The maximum values of the integrated radiation intensity (IRI) in the range 3–20 μm are achieved in the $\pm X$ directions, that is, perpendicular to the SB panels. In this case, the indicatrix of a SV IRI acquires a dumbbell shape. This is due to the fact that the area of the body midsection is smaller than the area of the SB panels. The close dimensions and shapes of the "dumbbell" halves (in the $+X$ and $-X$ directions) are due to the small temperature difference between the front and back sides of the SB panels, as well as the close values of the solar cell emission coefficient ($\varepsilon = 0.88$) and white enamel AK-512 ($\varepsilon = 0.85$).

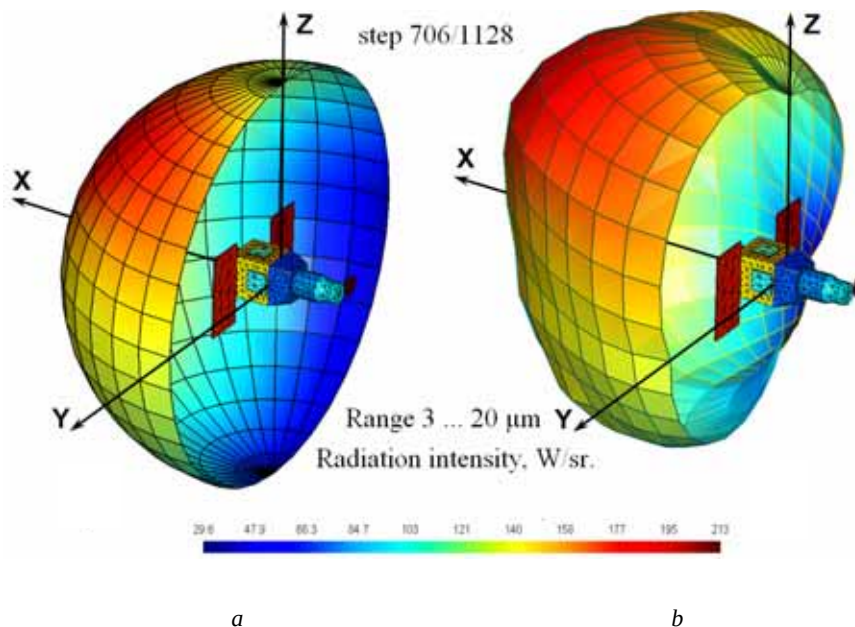


Fig. 8. Visualization of the indicatrix of the SV radiation intensity using the surrounding opaque 3D screen (shown in the section). The spatial unevenness of the radiation intensity is transmitted by: the color gradient (a); the color gradient and the length of the radius vectors of the grid nodes (b)

Рис. 8. Визуализация индикатрисы силы излучения КА с использованием окружающего его непрозрачного 3D-экрана (показан в разрезе). Пространственная неравномерность силы излучения передаётся: градиентом цвета (a); градиентом цвета и длиной радиусов-векторов узлов сетки (b)

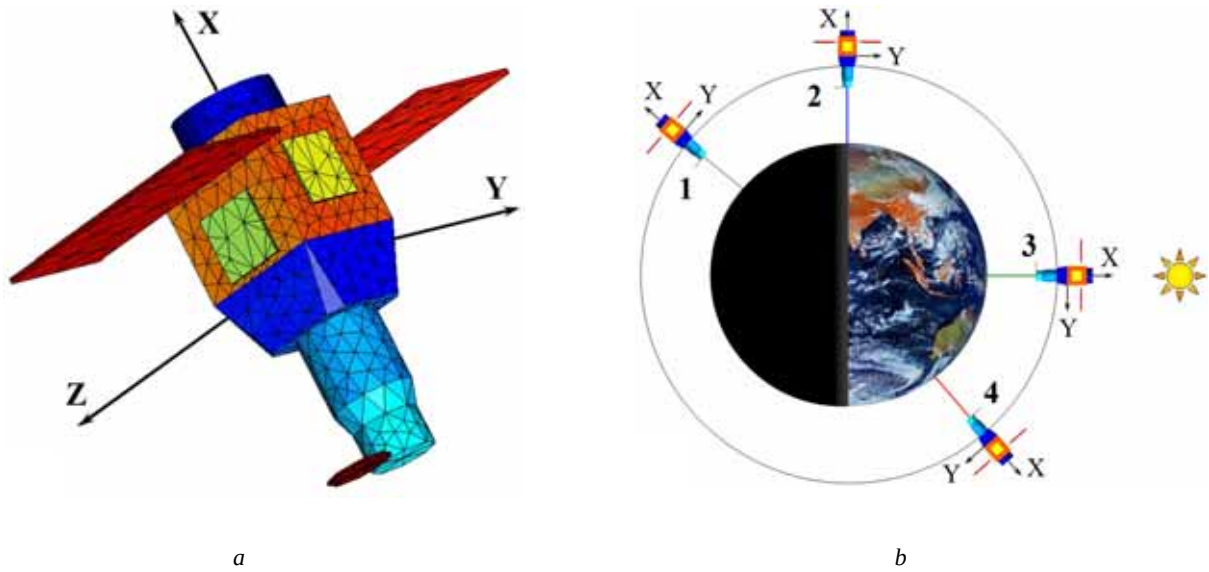


Fig. 9. Grid finite element model (a) and the position of a SV at the characteristic points of the orbit (b) in the calculation of its SEC

Рис. 9. Сеточная конечно-элементная модель (a) и положение КА в характерных точках орбиты (b) при расчёте его СЭХ

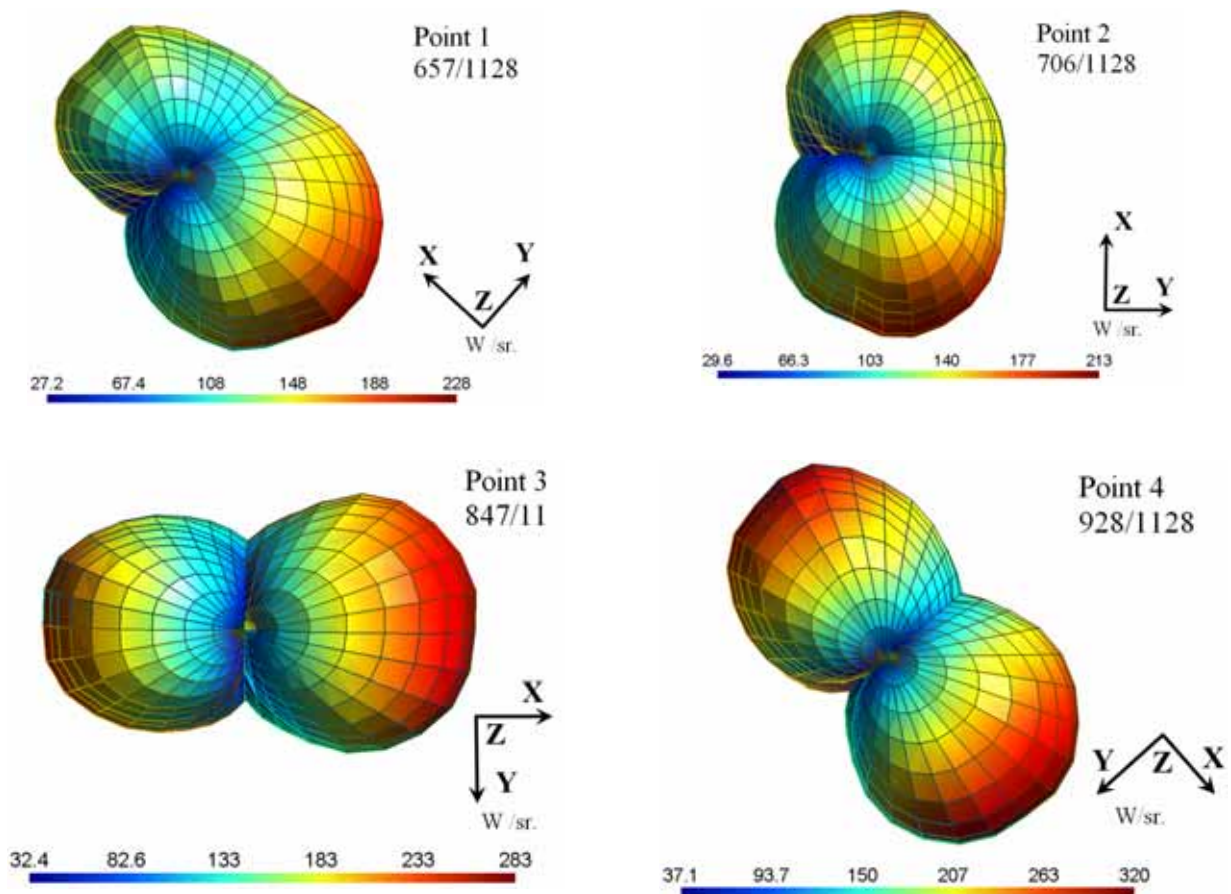


Fig. 10. Indicatrices of a SV radiation intensity in the range 3–20 μm at the characteristic points of the orbit (the numbering of points and a SV orientation in them correspond to fig. 9)

Рис. 10. Индикатрисы силы излучения КА в диапазоне 3–20 мкм в характерных точках орбиты (нумерация точек и ориентация КА в них соответствуют рис. 9)

The main feature of a SV SEC in the IR range is the presence of the object's own radiation at any time, irrespective of its illumination by the Sun. In addition, the reflected radiation from the "Earth-atmosphere" system contributes to the emission of low-orbit SVs. Thus, the minimum value of the IRI at point 1 in the shadow portion of the orbit is 23 W/sr.

Thus, ground-based OE of the IR range has the advantage of the duration of SO observations compared to OE operating in the visible range. At the same time, the maximum values of IRI in the IR range are substantially lower than the IRI in the visible range of the electromagnetic spectrum

Conclusion. FemRad DS developed as a set of interconnected calculation methods, models, databases and software modules implementing them can be used to solve the following urgent scientific and applied problems:

- calculation of dynamic SEC (signatures) of a SV, taking into account multiple reflections of the incident radiation fluxes from the Sun and Earth by the elements of its surface, shadowing of some SV elements by others in the direction of the observation OE and data on the reflection, radiation and scattering indicatrices of the optical radiation of the samples of materials and a SV surface coatings obtained experimentally;

- calculation of the SEC (spectral, integral transmission and brightness ones) of atmospheric routes for real conditions of a SO observation in the process of its accompanying by ground-based OE;

- assessing the capabilities of the ground-based OE to detect SVs in the forecasted observation conditions using the calculated values of SEC of the atmospheric routes.

The use of open documented formats for the presentation of data in the DS makes it possible to apply it together with other widely used STs [1; 2; 14; 15]. This ensures the required level of reliability of results in the modeling process, which is especially important when performing R & D at the early stages of the life cycle of rocket and space equipment.

The development of the presented technology is the use of software environment that acts as a single platform for the organizations of Russian space industry, containing standardized basic elements (including ballistic support, DS, databases on the solar SEC emission, the "Earth-atmosphere" system and space, etc.) It allows integrating various calculation methods and software.

References

1. Zaletaev S. V., Kopyatkevich R. M. [Software Package of a Thermal Design and an Analysis of Spacecraft Thermal Conditions]. *Kosmonavtika i raketostroyeniye*. 2014, No. 4 (77), P. 84–91 (In Russ.).
2. Butov V. G., Vasenina T. V., Kozhukhov V. P., Kuvshinov N. E., Yashchuk A. A. [Thermal analysis of a non-hermetic hardware module of a spacecraft]. *Izvestiya VUZov. Fizika*. 2010, Vol. 53, No. 12 (2). P. 49–54 (In Russ.).
3. Bogoyavlenskiy A. I., Kamenev A. A., Poluyan M. M., Soluyanov A. A., Ivanov V. G. [Modeling for optical-spectrum range energetic characteristics of space objects]. *Radiopromyshlennost'*. 2014, No. 1, P. 147–154 (In Russ.).

4. Kamenev A. A., Samorodov A. A. [Space objects database signature application to realization technology for information support optoelectronic system at various stages of life cycle]. *Voprosy radioelektroniki. Seriya: Tekhnika teledeniya*. 2017, Iss. 2, P. 11–18 (In Russ.).

5. Geuzaine C., Remacle J.-F. Gmsh: a three-dimensional finite element mesh generator with built-in pre- and post-processing facilities. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 2009, Vol. 79, Iss. 11, P. 1309–1331.

6. Bogoyavlenskiy A. I. *Struktura i algoritm schityvaniya fayla formata ANSYS Fluent msh, sodержashchego setochnoe razbienie geometricheskoi modeli* [Data structure and algorithm for loading and parsing of mesh model from ANSYS Fluent msh]. SPb., 2014, P. 44–50.

7. Cook R. L., Torrance K. E. A Reflectance Model for Computer Graphics. *ACM Transactions on Graphics*. 1982, Vol. 1, No. 1, P. 7–24.

8. Walton G. N. NISTIR 6925. Calculation of Obscured View Factors by Adaptive Integration. Available at: <http://fire.nist.gov/bfrlpubs/build02/PDF/b02182.pdf> (accessed 15.02.2018).

9. Zaletaev V. M., Kapinos Yu. V., Surguchev O. V. *Raschet teploobmena kosmicheskogo apparata* [Modeling of spacecraft's heat transfer]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1979, 208 p.

10. Veselov D. P., Popov O. I., Semenova V. I., Kizim L. D., Solov'ev V. A. [Measurements of spectral irradiation of the "Earth-Atmosphere" system at 6-22 mkm spectral range]. *Opticheskiy zhurnal*. 1997, Vol. 64, No. 10, P. 55–59 (In Russ.).

11. Kiehl J. T., Trenberth K. E. Earth's Annual Global Mean Energy Budget. *Bulletin of the American Meteorological Society*. 1997, Vol. 78, No. 2, P. 197–208.

12. Soluyanov A. A. [Calculation of environmental heating incident on a spacecraft using the z-buffer method]. *Vestnik MGTU im. N. E. Bauman. Seriya: Mashinostroyeniye*. 2017, No. 2, P. 15–27 (In Russ.).

13. Bogoyavlenskiy A. I. [Usage of Sparse Matrix Storage Format in implementation of Finite Element Method]. *Vestnik MGTU im. N. E. Bauman. Seriya: Estestvennye nauki*. 2017, No. 2, P. 4–11 (In Russ.).

14. Shaenko A. Yu., Milyutin D. S. [Transient radiative and conduction numerical calculations of big space observatories]. *Vestnik komp'yuternykh i informacionnykh tekhnologiy*. 2010, No. 9, P. 3–6 (In Russ.).

15. Arkhipov M. Yu., Vinogradov I. S., Novikov S. B., Shabarchin A. F. [The space radiotelescope "SPECTRUM-R" reflector thermal mode and thermal deformations]. *Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoi dinamike*. 2011, Vol. 12 (In Russ.). Available at: <http://chemphys.edu.ru/issues/2011-12/articles/340/> (accessed 15.02.2018).

Библиографические ссылки

1. Залетаев С. В., Копяткевич Р. М. Программный комплекс теплового проектирования и анализа тепловых режимов космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 4 (77). С. 84–91.

2. Тепловой анализ негерметичного приборного отсека космических аппаратов / В. Г. Бутов [и др.] // Известия вузов. Физика. 2010. Т. 53, № 12 (2). С. 49–54.
3. Моделирование спектроэнергетических характеристик космических объектов в оптическом диапазоне / А. И. Богоявленский [и др.] // Радиопромышленность. 2014. № 1. С. 147–154.
4. Каменев А. А., Самородов А. А. Применение баз данных по космической фоноцелевой обстановке для реализации технологии информационной поддержки ОЭС наблюдения в процессе жизненного цикла // Вопросы радиоэлектроники. Сер. «Техника телевидения». 2017. Вып. 2. С. 11–18.
5. Geuzaine C., Remacle J.-F. Gmsh: a three-dimensional finite element mesh generator with built-in pre- and post-processing facilities // International Journal for Numerical Methods in Engineering. 2009. Vol. 79, iss. 11. P. 1309–1331.
6. Богоявленский А. И. Структура и алгоритм считывания файла формата ANSYS Fluent msh, содержащего сеточное разбиение геометрической модели // Сб. алгоритмов и программ. СПб.: Изд-во Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского, 2014. С. 44–50.
7. Cook R. L., Torrance K. E. A Reflectance Model for Computer Graphics // ACM Transactions on Graphics. 1982. Vol. 1, No. 1. P. 7–24.
8. Walton G. N. NISTIR 6925. Calculation of Obscured View Factors by Adaptive Integration. [Электронный ресурс]. URL: <http://fire.nist.gov/bfrlpubs/build02/PDF/b02182.pdf> (дата обращения: 15.02.2018).
9. Залетаев В. М., Капинос Ю. В., Сургучёв О. В. Расчёт теплообмена космического аппарата. М.: Машиностроение, 1979. 208 с.
10. Измерения спектроэнергетических характеристик излучения системы «Земля–атмосфера» в диапазоне 6–22 мкм / Д. П. Веселов [и др.] // Оптический журнал. 1997. Т. 64, № 10. С. 55–59.
11. Kiehl J. T., Trenberth K. E. Earth's Annual Global Mean Energy Budget // Bulletin of the American Meteorological Society. 1997. Vol. 78, No. 2. P. 197–208.
12. Солуянов А. А. Расчёт внешних тепловых потоков на космический аппарат методом z-буфера // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2017. № 2. С. 15–27.
13. Богоявленский А. И. Использование форматов хранения разреженных матриц при реализации метода конечных элементов // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. «Естественные науки». 2017. № 2. С. 4–11.
14. Шаенко А. Ю., Милютин Д. С. Нестационарный радиационно-кондуктивный расчёт больших космических обсерваторий // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2010. № 9. С. 3–6.
15. Тепловой режим и термодетонации рефлектора космического радиотелескопа КА «СПЕКТР-Р» [Электронный ресурс] / М. Ю. Архипов [и др.] // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2011. Т. 12. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2011-12/articles/340/> (дата обращения: 15.02.2018).

© Bogoyavlenskiy A. I., Kamenev A. A.,
Poluyan M. M., Soluyanov A. A., 2018

ON NECESSARY AND SUFFICIENT CONDITIONS OF SIMPLY REDUCIBILITY OF WREATH PRODUCT OF FINITE GROUPS

S. G. Kolesnikov

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

A finite group is considered to be real if all the values of its complex irreducible characters lie in the field of real numbers. We note that the above reality condition is equivalent to the fact that each element of the group is conjugate to its inverse. A finite group is called simply reducible or a SR-group if it is real and all the coefficients of the decomposition of the tensor product of any two of its irreducible characters are zero or one.

The notion of a SR-group arose in the paper of R. Wiener in connection with the solution of eigenvalue problems in quantum theory. At present, there is a sufficient amount of literature on the theory of SR-groups and their applications in physics. The simplest examples of SR-groups are elementary Abelian 2-groups, dihedral groups, and generalized quaternion groups.

From the point of view of a group theory questions of interest are connected first of all with the structure of simply reducible groups. For example A. I. Kostrikin formulated the following question: how to express the belonging of a finite group to the class of SR-groups in terms of the structural properties of the group itself. Also, for a long time it was not known whether a simply reducible group is solvable (S. P. Stunkov's question). A positive answer to the last question was obtained in the works of L. S. Kazarin, V. V. Yanishevskiy, and E. I. Chankov. Questions concerning the portability of the properties of a group to subgroups, factor groups, and also their preservation in the transition to direct (Cartesian) and semidirect products or wreath products are always of interest.

The paper proves that the reality of H is the necessary condition of simply reducibility of the wreath product of the finite group H with the finite group K and the group K must be an elementary Abelian 2-group. We also indicate sufficient conditions for simply reducibility of a wreath product of a simply reducible group with a cyclic group of order 2.

Keywords: simply reducible group, real group, wreath product.

Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 2. С. 212–216

О НЕОБХОДИМЫХ И ДОСТАТОЧНЫХ УСЛОВИЯХ ПРОСТО ПРИВОДИМОСТИ СПЛЕТЕНИЯ КОНЕЧНЫХ ГРУПП

С. Г. Колесников

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

Конечную группу назовем вещественной, если все значения её комплексных неприводимых характеров лежат в поле вещественных чисел. Отметим, что сформулированное выше условие вещественности равносильно тому, что каждый элемент группы сопряжен со своим обратным. Конечная группа называется просто приводимой, или SR-группой, если она вещественна и все коэффициенты разложения тензорного произведения любых двух её неприводимых характеров равны нулю или единице.

Понятие SR-группы возникло в работе Р. Винера в связи с решением задач на собственные значения в квантовой теории. В настоящее время имеется достаточно литературы по теории SR-групп и их приложениям в физике. Простейшие примеры SR-групп дают элементарные абелевы 2-группы, диэдральные группы и обобщенные группы кватернионов.

С точки зрения теории групп прежде всего представляют интерес вопросы, связанные со строением просто приводимых групп. Например, А. И. Кострикин отмечает следующий вопрос: как выразить принадлежность конечной группы к классу SR-групп в терминах структурных свойств самой группы. Также продолжительное время не было известно, является ли просто приводимая группа разрешимой (вопрос С. П. Стрункова). Положительный ответ на последний вопрос был получен в работах Л. С. Казарина, В. В. Янишевского и Е. И. Чанкова. Вопросы, касающиеся переносимости свойств группы на подгруппы, фактор-группы, а также сохранения их при переходе к прямым (декартовым) и полупрямым произведениям или сплетениям, всегда вызывают интерес.

Доказано, что необходимым условием просто приводимости сплетения конечной группы H с конечной группой K является вещественность H , а группа K должна быть элементарной абелевой 2-группой. Также указаны достаточные условия просто приводимости сплетения просто приводимой группы с циклической группой порядка 2.

Ключевые слова: просто приводимая группа, вещественная группа, сплетение.

Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-2-212-216

Introduction. Simply reducible groups introduced by Wigner in [1] in connection with the questions of the quantum theory have found applications in other branches of physics as well (for example, [2–6]). The questions formulated above were noted in [7–9]. A positive solution of the problem of a finite simply reducible group solvability was published in a series of papers [10–12]. Questions of the portability of various properties of groups to wreath products were considered in [13–15].

In this paper we determine necessary and sufficient conditions for the simply reducibility of the wreath product of finite groups. In the first section we find necessary and sufficient conditions for the reality of the wreath product of two finite groups. In the second section we give necessary and sufficient conditions for the simply reducibility of the wreath product of a simply reducible group and a cyclic group of order 2, and we present an infinite series of simply reducible groups built using the construction of a wreath product.

The standard group-theoretical notation is used in this paper (for example, [16]). We also use the following equivalent definition of a simply reducible group that is more convenient for computations. A finite real group is called simply reducible if

$$\sum_{g \in G} \theta_G^3(g) = \sum_{g \in G} |C_G(g)|^2,$$

where $\theta_G(g) = |\{h \in G \mid h^2 = g\}|$ and $C_G(g)$ is a centralizer of the element g .

Necessary conditions for simply reducibility of the wreath product of finite groups

Theorem 1. Let H and K be finite groups, and their wreath product HsK is a simply reducible group. Then H is a real group, K is an elementary Abelian 2-group.

Proof. According to its definition, a simply reducible group is real. We show that the reality $G = HsK$ implies that H is real, and the group K must be an elementary Abelian 2-group.

So, let the group $G = HsK$ be real, $k_1 = 1, k_2, \dots, k_n$ are all the different elements of the group K . Let us take an arbitrary element $h \in H$ and consider the element $x = h^{k_1}$ of the group G . According to the definition of the reality, there will be found such an element

$$y = k_i \cdot h_1^{k_1} \dots h_n^{k_n}, \quad h_1, \dots, h_n \in H,$$

of the group G , that $x^y = x^{-1}$. We have

$$\begin{aligned} (h^{-1})^{k_1} &= x^{-1} = x^y = (h_n^{-1})^{k_n} \dots (h_1^{-1})^{k_1} \cdot k_i^{-1} h^{k_1} k_i \cdot h_1^{k_1} \dots h_n^{k_n} = \\ &= (h_1^{-1} h_1)^{k_1} \dots (h_i^{-1} h h_i)^{k_i} \dots (h_n^{-1} h_n)^{k_n} = (h_i^{-1} h h_i)^{k_i}, \end{aligned}$$

whence it follows that $k_i = 1$ and $h^{-1} = h_i^{-1} h h_i$. Thus, every element of the group H is conjugate in it with its inverse and, hence, H is a real group.

Let us prove that K is an elementary Abelian 2-group. We assume the contrary, let $|k_j| = s > 2$ for some j . Without restricting the generality, we may assume that $k_2 = k_j, k_3 = k_j^2, \dots, k_s = k_j^{s-1}$. Let us consider the element $g = k_2 \cdot h^{k_1}$ of the group G , where $1 \neq h \in H$. Again according to the definition of the reality there will be found such an element

$$y = k_i \cdot h_1^{k_1} \dots h_n^{k_n}, \quad h_1, \dots, h_n \in H,$$

of the group G , that $g^y = g^{-1}$. We have

$$\begin{aligned} k_2^{-1} (h^{-1})^{k_1 k_2^{-1}} &= g^{-1} = g^y = \\ &= (h_n^{-1})^{k_n} \dots (h_1^{-1})^{k_1} k_i^{-1} k_2 h^{k_1} k_i h_1^{k_1} \dots h_n^{k_n} = \\ &= k_2^{k_i} (h_n^{-1})^{k_n k_i} \dots (h_1^{-1})^{k_1 k_i} h^{k_1 k_i} h_1^{k_1} \dots h_n^{k_n}, \end{aligned}$$

whence it follows that $k_2^{k_i} = k_2^{-1}$ (in particular, k_i does not lie in a cyclic subgroup $\langle k_2 \rangle$) and, therefore,

$$(h^{-1})^{k_1 k_2^{-1}} = (h_n^{-1})^{k_n k_2^{-1}} \dots (h_1^{-1})^{k_1 k_2^{-1}} h^{k_1 k_i} h_1^{k_1} \dots h_n^{k_n}. \quad (1)$$

Remembering, that $k_1 k_2^{-1} = k_s, k_2 k_2^{-1} = k_1, k_3 k_2^{-1} = k_2, \dots, k_s k_2^{-1} = k_{s-1}$, we obtain (after comparing the right-hand and left-hand sides of relation (1)) the system of equations

$$1 = h_1^{-1} h_s, 1 = h_2^{-1} h_1, 1 = h_3^{-1} h_2, \dots, 1 = h_{s-1}^{-1} h_{s-2}, h = h_s^{-1} h_{s-1},$$

from which

$$h = (h_s^{-1} h_{s-1})(h_{s-1}^{-1} h_{s-2}) \dots (h_3^{-1} h_2)(h_2^{-1} h_1)(h_1^{-1} h_s) = 1,$$

contradiction with the choice of h . Hence, the group K is an elementary Abelian 2-group. The theorem is proved.

We show that the conditions formulated in Theorem 1 are sufficient for the realness of the group $G = HsK$. Let $G = HsK$, where the group H is real, and K is an elementary Abelian 2-group. We choose an arbitrary element $g \in G$ and establish its realness.

Situation 1. Let $g = h_1^{k_1} \dots h_n^{k_n}$, where $h_1, \dots, h_n \in H$. From realness H it follows that there exist such elements $r_1, \dots, r_n \in H$, that $h_i^{r_i} = h_i^{-1}$, $i = 1, \dots, n$. The element $y = r_1^{k_1} \dots r_n^{k_n}$, obviously, inverts g .

Situation 2. Let $g = k \cdot h_1^{k_1} \dots h_n^{k_n}$, where $k \in K$ и $h_1, \dots, h_n \in H$. Without restricting the generality, we may assume, that the elements of the group K are arranged in such a way that $k_i k = k_{i+m}$, $i = 1, \dots, m = n/2$. According

to this the element g (and any other element from K) can be expressed by the following product

$$g = k \cdot \prod_{i=1}^m h_i^{k_i} h_{i+m}^{k_i k}.$$

We sort out for each product $h_i h_{i+m}$, $i = 1, \dots, m$, such an element $f_i \in H$, that $(h_i h_{i+m})^{f_i} = (h_i h_{i+m})^{-1}$ and assume

$$y = k \cdot \prod_{i=1}^m (f_i h_i)^{k_i} (h_i^{-1} f_i)^{k_i k}.$$

Then

$$\begin{aligned} g^y &= \prod_{i=1}^m (h_i^{-1} f_i^{-1})^{k_i} (f_i^{-1} h_i)^{k_i k} \cdot k \cdot k \times \\ &\times \prod_{i=1}^m h_i^{k_i} h_{i+m}^{k_i k} \cdot k \cdot \prod_{i=1}^m (f_i h_i)^{k_i} (h_i^{-1} f_i)^{k_i k} = \\ &= k \cdot \prod_{i=1}^m (h_i^{-1} f_i^{-1})^{k_i k} (f_i^{-1} h_i)^{k_i} h_i^{k_i k} h_{i+m}^{k_i} (f_i h_i)^{k_i} (h_i^{-1} f_i)^{k_i k} = \\ &= k \cdot \prod_{i=1}^m (f_i^{-1} h_i h_{i+m} f_i h_i)^{k_i} (h_i^{-1} f_i^{-1} h_i h_i^{-1} f_i)^{k_i k} = \\ &= k \cdot \prod_{i=1}^m (h_{i+m}^{-1})^{k_i} (h_i^{-1})^{k_i k} = g^{-1}. \end{aligned}$$

A sufficient condition of simply reducibility of the wreath product of a simply reducible group and a cyclic group of order 2

Theorem 2. In order that the wreath product $G = H \wr Z_2$ of a simply reducible group H and a cyclic group of order 2 be a simply reducible group it is necessary and sufficient that the equality

$$\begin{aligned} \sum_{(u,v) \in H \times H, u \in v^H} (36^4_H(u) |C_H(u)| + 36^2_H(u) |C_H(u)|^2 + |C_H(u)|^3) = \\ = 4|H| \sum_{h \in H} |C_H(h)|^2 + 3 \sum_{(h,f) \in H \times H, h \in f^H} |C_H(h)|^4. \quad (2) \end{aligned}$$

be satisfied.

In the following three lemmas, the structure of the centralizers of the group G elements is determined.

Lemma 1. If $g = (h, f)$, $f, h \in H$, and $f^v = h$ for some $v \in H$, then

$$C_G(g) = \{(t, u), \sigma(uv, tv^{-1}) \mid t \in C_H(h), u \in C_H(f)\},$$

in particular,

$$|C_G(g)| = 2 \cdot |C_H(h)|^2.$$

Proof. Let $z \in C_G(g)$. Let us consider two situations.

Situation 1. Let $z = (x, y)$, $x, y \in H$. Then

$$z^{-1}gz = (x^{-1}, y^{-1})(h, f)(x, y) = (h^x, f^y) = (h, f),$$

from which $x \in C_H(h)$ and $y \in C_H(f)$.

Situation 2. Let $z = \sigma(x, y)$, $x, y \in H$. Then $z^{-1} = \sigma(y^{-1}, x^{-1})$,

$$\begin{aligned} z^{-1}gz &= \sigma(y^{-1}, x^{-1})(h, f)\sigma(x, y) = \\ &= (x^{-1}, y^{-1})(f, h)(x, y) = (f^x, h^y) = (h, f), \end{aligned}$$

from which $f^x = h$ and $h^y = f$. From the equalities $f^x = h$ and $f^y = h$ it follows, that $x = uv$, $u \in C_H(f)$. Similarly, from the equalities $h^y = f$ and $h^{y^{-1}} = f$ it follows, that $y = tv^{-1}$, where $t \in C_H(h)$. Thus, $z = \sigma(uv, tv^{-1})$, where $t \in C_H(h)$ and $u \in C_H(f)$.

The second assertion of the lemma follows from the isomorphism $C_H(h) \cong C_H(f)$. The lemma is proved.

Lemma 2. If $g = (h, f)$ and the elements h and f are not conjugate in H , then

$$C_G(g) = \{(x, y) \mid x \in C_H(h), y \in C_H(f)\},$$

in particular,

$$|C_G(g)| = |C_H(h)| \cdot |C_H(f)|.$$

Proof. Let $z \in C_G(g)$. If $z = (x, y)$, then

$$g^z = (x^{-1}, y^{-1})(h, f)(x, y) = (h^x, f^y) = (h, f).$$

From which $x \in C_H(h)$ and $y \in C_H(f)$. If we assume that $z = \sigma(x, y)$, then

$$g^z = \sigma(y^{-1}, x^{-1})(h, f)\sigma(x, y) = (f^x, h^y) = (h, f),$$

which contradicts the disconjugacy of h and f . The lemma is proved.

Lemma 3. If $g = \sigma(h, f)$, then

$$\begin{aligned} C_G(g) &= \\ &= \{(y^h, y) \mid y \in C_H(h \cdot f)\} \cup \{\sigma(f^{-1}t, th^{-1}) \mid t \in C_H(f \cdot h)\}, \end{aligned}$$

in particular,

$$|C_G(g)| = 2 \cdot |C_H(h \cdot f)|.$$

Proof. Let $z \in C_G(g)$. Again we consider two situations.

Situation 1. Let $z = (x, y)$, $x, y \in H$. We show that $z \in C_G(g)$ when and only when $y \in C_H(hf)$ and $x = y^h$. We have

$$\begin{aligned} \sigma(h, f) &= z^{-1}gz = (x^{-1}, y^{-1})\sigma(h, f)(x, y) = \\ &= \sigma(y^{-1}, x^{-1})(h, f)(x, y) = \sigma(y^{-1}hx, x^{-1}fy), \end{aligned}$$

therefore

$$y^{-1}hx = h, \quad x^{-1}fy = f. \quad (3)$$

Multiplying these equalities, we obtain $y^{-1}hfy = hf$, that is, $y \in C_H(hf)$. The first equality (3) in this case gives $x = y^h$.

Inversely, let $y \in C_H(hf)$ and $x = y^h$. Then $y^{-1}hx = h$ and, consequently, $x^{-1}fy = h^{-1}y^{-1}hfy = h^{-1}hf = f$, that is, equalities (3) are satisfied, hence, $z^{-1}gz = g$.

Situation 2. Let $z = \sigma(x, y)$, $x, y \in H$. Then

$$\begin{aligned} g &= z^{-1}gz = \sigma(y^{-1}, x^{-1})\sigma(h, f)\sigma(x, y) = \\ &= \sigma(y^{-1}, x^{-1})(f, h)(x, y) = \sigma(y^{-1}fx, x^{-1}hy) \end{aligned}$$

and the equality $z^{-1}gz = g$ is equivalent to the following two equalities:

$$y^{-1}fx = h, \quad x^{-1}hy = f. \quad (4)$$

Multiplying the first equality by the second from the right, we obtain

$$y^{-1}fhy = hf = (fh)^{h^{-1}},$$

from which $y = h^{-1}t$ for some $t \in C_H(fh)$ and

$$x = f^{-1}yh = f^{-1}th^{-1}h = f^{-1}t.$$

Inversely, let $x = f^{-1}t$ and $y = th^{-1}$ for some $t \in C_H(fh)$. Then

$$y^{-1}fx = ht^{-1}ff^{-1}t = h$$

and

$$x^{-1}hy = t^{-1}fth^{-1} = fh^{-1} = f,$$

that is, equalities (4) are satisfied. The lemma is proved.

Using lemmas 1–3, we find the sum of the squares of the centralizers of the elements of the group G . We have

$$\begin{aligned} \sum_{g \in G} |C_G(g)|^2 &= \sum_{h, f \in H} |C_G(\sigma(h, f))|^2 + \sum_{h, f \in H} |C_G((h, f))|^2 = \\ &= \sum_{h, f \in H} |2C_H(hf)|^2 + \sum_{(h, f) \in H \times H, h \in f^H} (2|C_H(h)|)^2 + \\ &+ \sum_{(h, f) \in H \times H, h \notin f^H} (|C_H(h)| |C_H(f)|)^2 = 4|H| \sum_{h \in H} |C_H(h)|^2 + \\ &+ \sum_{h, f \in H} |C_H(h)|^2 |C_H(f)|^2 + 3 \sum_{(h, f) \in H \times H, h \in f^H} |C_H(h)|^4. \quad (5) \end{aligned}$$

Lemma 4. Let $g \in G$. Then

- 1) $\theta_G(g) = 0$, if $g = \sigma(u, v)$;
- 2) $\theta_G(g) = \theta_H(u)\theta_H(v)$, if $g = (u, v)$ and, u and v are not conjugate in H ;
- 3) $\theta_G(g) = \theta_H(u)\theta_H(v) + |C_H(u)|$, if u and v are conjugate in H .

Proof. The assertion 1) is obvious, since the square of any element from G lies in $H \times H$.

Let $g = (u, v)$ and $z \in G$. If $z = (x, y)$, then the equality $z^2 = g$ is satisfied when and only when $u = x^2$

and $v = y^2$. If $z = \sigma(x, y)$, then the equality $z^2 = g$ is satisfied when and only when

$$u = yx, \quad v = xy. \quad (6)$$

We show that the conditions (6) are equivalent to the fact that both u and v are conjugate in some element $h \in H$ and

$$x = h^{-1}t, \quad y = ut^{-1}h, \quad t \in C_H(u). \quad (7)$$

Indeed, $(yx)^y = xy$, therefore, u and v are conjugate in H . Let $v = u^h$. Then from (6) it follows that $y = ux^{-1}$ and

$$u^h = v = xy = xux^{-1} = u^{x^{-1}}.$$

From which $x = h^{-1}t$, $y = ut^{-1}h$ for some $t \in C_H(h)$. The lemma is proved.

Using Lemma 4, we find the sum of the cubes of the values of the function θ . We have

$$\begin{aligned} \sum_{g \in G} \theta_G^3(g) &= \sum_{u, v \in H} \theta_G^3(\sigma(u, v)) + \sum_{u, v \in H} \theta_G^3((u, v)) = \\ &= \sum_{u, v \in H} \theta_G^3((u, v)) = \sum_{(u, v) \in H \times H, u \notin v^H} \theta_H^3(u)\theta_H^3(v) + \\ &+ \sum_{(u, v) \in H \times H, u \in v^H} (\theta_H(u)\theta_H(v) + |C_H(u)|)^3 = \sum_{u, v \in H} \theta_H^3(u)\theta_H^3(v) + \\ &+ \sum_{(u, v) \in H \times H, u \in v^H} \left(3\theta_H^4(u)|C_H(u)| + \right. \\ &\left. + 3\theta_H^2(u)|C_H(u)|^2 + |C_H(u)|^3 \right). \quad (8) \end{aligned}$$

Comparing (5) with (8) and taking into account that, by virtue of the simply reducibility of the group H , the following equality is true

$$\sum_{u, v \in H} \theta_H^3(u)\theta_H^3(v) = \sum_{h, f \in H} |C_H(h)|^2 |C_H(f)|^2,$$

we obtain that condition (2) is necessary and sufficient for simply reducibility of the wreath product of a simply reducible group with a cyclic group of order 2. The theorem is proved.

The proof of Theorem 2 allows us to construct the following infinite series of simply reducible 2-groups.

Corollary 1. Let $G = HsZ_2$, where H is an elementary Abelian 2-group of order 2^n . Then G is simply reducible.

Proof. Let $Z_2 = \{1, -1\}$, $H = Z_2 \times \dots \times Z_2$ and $h = (h_1, \dots, h_k)$. We find $\theta(h)$. Obviously, if $h = (1, \dots, 1)$, then $\theta(h) = |H| = 2^n$. If $h_i = -1$ for at least one i , then $\theta(h) = 0$, as the equation $x_i^2 = -1$ is not solvable in group Z_2 . As H is Abelian, then $|C_{E_n}(h)| = |H|$ for any $h \in H$. From which,

$$\begin{aligned} \sum_{(u, v) \in H \times H, u \in v^H} \left(3\theta_H^4(u)|C_H(u)| + \right. \\ \left. + 3\theta_H^2(u)|C_H(u)|^2 + |C_H(u)|^3 \right) = \\ = 2^{4n}(4 + 3 \cdot 2^n) = \\ = 4|H| \sum_{h \in H} |C_H(h)|^2 + 3 \sum_{(h, f) \in H \times H, h \in f^H} |C_H(h)|^4. \end{aligned}$$

The corollary is proved.

Conclusion. It is proved that the reality of H is the necessary condition of simply reducibility of the wreath product of the finite group H with the finite group K , and the group K must be an elementary Abelian 2-group. We also indicate sufficient conditions for simply reducibility of a wreath product of a simply reducible group with a cyclic group of order 2.

Acknowledgments. The work was supported by the Russian Foundation for Basic Research, project No. 16-01-00707a.

Благодарности. Работа поддержана Российским фондом фундаментальных исследований, проект № 16-01-00707a.

References

1. Wigner E. P. On representations of certain finite groups. *American Journal of Mathematics*. 1941, Vol. 63, No. 1, P. 57–63.
2. Mackey G. W. Multiplicity free representations of finite groups. *Pacific Journal of Mathematics*. 1958, Vol. 8, P. 503–510.
3. Lomont J. S. Application of finite groups. New York, Academic Press, 1959, 346 p.
4. Wigner E. P. Group Theory and its Application to the Quantum Mechanics of Atomic Spectra. Academic Press, 1959, 372 p.
5. Hamermesh M. *Prilozheniya teorii grupp k fizicheskim problemam* [Group theory and its application to physical problems]. Moscow, Mir Publ, 1966, 588 p.
6. Van Zanten A. J., De Vries E. Number of roots of certain equations in finite simply reducible groups. *Physica*. 1970, Vol. 49, P. 536–548.
7. Strunkov S. P. On character location of simply reducible groups. *Matematicheskie zametki*. 1982, Vol. 31, No. 3, P. 357–362 (In Russ.).
8. Kostrikin A. I. *Vvedeniye v algebru. Chast' III. Osnovnyye struktury algebr* [Introduction to algebra. Part III. Basic structures of algebra]. Moscow, Fizmatlit, 2000, 272 p.
9. Mazurov V. D., Merzlyakov Yu. I., Churkin V. A. et al. *Kourovskaya tetrad'. Nereshennyye problemy teorii grupp* [The Kourovka notebook. Unsolved problems in group theory]. Ed. 16, Novosibirsk, Institute of Math., 2006.
10. Kazarin L. S., Yanishevskij V. V. [SR-groups of order p_2^n]. *Matematika v Yaroslavskom universitete*. Yaroslavl', 2006, P. 257–262 (In Russ.).
11. Kazarin L. S., Yanishevskij V. V. [On finite simply reducible groups]. *Algebra i analiz*. 2007, Vol. 19, No. 6, P. 86–116 (In Russ.).
12. Kazarin L. S., Chankov E. I. [Finite simply reducible groups are soluble]. *Matematicheskiy sbornik*. 2010, Vol. 201, No. 5, P. 27–40 (In Russ.).
13. Kolesnikov S. G. [On rationality and 2-reflexivity of wreath product finite groups]. *Matematicheskie zametki*. 2006, Vol. 80, No. 3, P. 395–402 (In Russ.).
14. Baumslag G. Wreath products and p -groups. *Proceeding Cambridge Philosophical Society*. 1959, Vol. 55, P. 224–231.
15. Remeslennikov V. N. [Finite approximability of groups relative to conjugacy]. *Sibirskiy matematicheskiy zhurnal*. 1971, Vol. 12, No. 5, P. 1085–1099 (In Russ.).
16. Kargaplov M. I., Merzlyakov Yu. I. *Osnovy teorii grupp* [Fundamentals of group theory. Second edition], Moscow, Nauka Publ., 1977, 240 p.

Библиографические ссылки

1. Wigner E. P. On representations of certain finite groups // *American Journal of Mathematics*. 1941. Vol. 63, No. 1. P. 57–63.
2. Mackey G. W. Multiplicity free representations of finite groups // *Pacific Journal of Mathematics*. 1958. Vol. 8. P. 503–510.
3. Lomont J. S. Application of finite groups. New York : Academic Press, 1959. 346 p.
4. Wigner E. P. Group Theory and its Application to the Quantum Mechanics of Atomic Spectra. Academic Press, 1959. 372 p.
5. Хамермеш М. Приложения теории групп к физическим проблемам. М. : Мир, 1966. 588 с.
6. Van Zanten A. J., De Vries E. Number of roots of certain equations in finite simply reducible groups // *Physica*. 1970. Vol. 49. P. 536–548.
7. Струнков С. П. On character location of simply reducible groups // *Математические заметки*. 1982. Т. 31, № 3. P. 357–362.
8. Кострикин А. И. Введение в алгебру. Ч. III. Основные структуры алгебры. М. : Физматлит, 2000. 272 с.
9. Коуровская тетрадь. Нерешенные проблемы теории групп / В. Д. Мазуров [и др.]. 16-е изд. Новосибирск : Ин-т математики, 2006.
10. Казарин Л. С., Яничевский В. В. SR-группы порядка p_2^n // *Математика в Ярославском университете*. Ярославль, 2006. С. 257–262.
11. Казарин Л. С., Яничевский В. В. Конечные просто приводимые группы // *Алгебра и анализ*. 2007. Т. 19, No. 6. P. 86–116.
12. Конечные просто приводимые группы разрешимы / Л. С. Казарин [и др.] // *Математический сборник*. 2010. Т. 201, № 5. С. 27–40.
13. Колесников С. Г. О рациональности и разрешимости сплетения конечных групп // *Математические заметки*. 2006. Т. 80, № 3. С. 395–402.
14. Baumslag G. Wreath products and p -groups // *Proceeding Cambridge Philosophical Society*. 1959. Vol. 55. P. 224–231.
15. Ремесленников В. Н. Конечная аппроксимруемость групп относительно сопряженности // *Сибирский математический журнал*. 1971. Т. 12, № 5. P. 1085–1099.
16. Каргаполов М. И., Мерзляков Ю. И. Основы теории групп. 2-е изд. М. : Наука, 1977. 240 с.

THE CAYLEY GRAPHS OF FINITE TWO-GENERATOR BURNSIDE GROUPS OF EXPONENT 7

A. A. Kuznetsov, V. V. Kishkan

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

For the first time the definition of the Cayley graph was given by the famous English mathematician Arthur Cayley in the XIX century to represent algebraic group defined by a fixed set of generating elements. Now the Cayley graphs are widely used both in mathematics and in applications. In particular, these graphs are used to represent computer networks, including the modeling of topologies of multiprocessor computer systems (MCS) – supercomputers. This is due to the fact that Cayley graphs possess many attractive properties such as regularity, vertex transitive, small diameter and degree at a sufficiently large number of vertices in the graph. For example, such a basic network topology as the "ring", "hypercube" and "torus" are the Cayley graphs. One of the widely used topologies of MCS is a k -dimensional hypercube. This graph is given by a k -generated Burnside group of exponent 2. This group has a simple structure and is equal to the direct product of k copies of the cyclic group of order 2. Now the Cayley graphs of groups of exponent 3, 4, and 5 have already been studied. In this paper we research the Cayley graphs of some finite two-generated Burnside groups of exponent 7. The computation of the diameter of the Cayley graph of a large finite group is a solvable but very difficult problem. In the general case the problem of determining the minimal word in a group is NP-hard (nondeterministic polynomial). Thus, in the worst case, the number of elementary operations that must be performed to solve this problem is an exponential function of the number of generating elements. Therefore, to effectively solve problems on Cayley graphs having a large number of vertices, it is necessary to use MCS.

Keywords: the Cayley graph, a multiprocessor computing system.

Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 2. С. 217–222

ИССЛЕДОВАНИЕ ГРАФОВ КЭЛИ КОНЕЧНЫХ ДВУПОРОЖДЕННЫХ БЕРНСАЙДОВЫХ ГРУПП ПЕРИОДА СЕМЬ

А. А. Кузнецов, В. В. Кишкан

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

Впервые определение графа Кэли было дано известным английским математиком Артуром Кэли в XIX веке для представления алгебраической группы, заданной фиксированным множеством порождающих элементов. В настоящее время графы Кэли нашли широкое применение как в математике, так и в прикладных задачах. В частности, указанные графы используются для представления компьютерных сетей, в том числе для моделирования топологий многопроцессорных вычислительных систем (МВС) – суперкомпьютеров. Это связано с тем, что графы Кэли имеют много привлекательных свойств, из которых выделим их регулярность, вершинную транзитивность, малые диаметр и степень при достаточно большом количестве вершин в графе. Например, такие базовые топологии сети, как кольцо, гиперкуб и тор, являются графами Кэли. Одной из широко применяемых топологий МВС является k -мерный гиперкуб. Данный граф задается k -порожденной бернсайдовой группой периода 2. Эта группа имеет простую структуру и равна прямому произведению k экземпляров циклической группы порядка 2. Ранее авторами уже были изучены графы Кэли групп периода 3, 4 и 5. Проведены исследования по определению структуры графов Кэли некоторых конечных двупорожденных бернсайдовых групп периода 7. Вычисление диаметра графа Кэли большой конечной группы является хотя и разрешимой, но весьма сложной проблемой. Это связано с тем, что в общем случае задача по определению минимального слова в группе является NP-трудной (nondeterministic polynomial). Таким образом, в наихудшем случае количество элементарных операций, которые необходимо выполнить для решения указанной задачи, представляет собой экспоненциальную функцию от количества порождающих элементов. Поэтому для эффективного решения задач на графах Кэли, имеющих большое количество вершин, необходимо применять МВС.

Ключевые слова: граф Кэли, многопроцессорная вычислительная система.

Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-2-217-222

Introduction. The definition of the Cayley graph was given by the famous English mathematician Arthur Cayley in the XIX century to represent algebraic group defined by a fixed set of generating elements.

During the last decades the Cayley graph theory has been developing as a separate big branch of the graph theory. The Cayley graphs are used both in mathematics and outside it. In particular, the Cayley graphs were used in information technology after the pioneering work of 1986 by S. Akers and B. Krishnamurti [1] who first proposed the use of these graphs to represent computer networks, including for topology modeling (i.e. methods of connecting processors to each other) multiprocessor computer systems (MCS) – supercomputers. Since then, this direction is actively developing [2–11]. This is due to the fact that the Cayley graphs have many attractive properties, of which we distinguish their regularity, vertex transitivity, small diameter and degree with a sufficiently large number of vertices in the graph. Note that such basic network topologies as "ring", "hypercube" and "torus" are the Cayley graphs.

Let's recall the definitions of the main terms used in the work.

Let X be a generating set of the group G , i. e. $G = \langle X \rangle$. The Cayley graph $\Gamma = \text{Cay}(G, X) = (V, E)$ is a named orgraph with the following properties:

- a) a set of vertices $V(G)$ correspond to the elements of G group,
- b) a set of edges $E(\Gamma)$ consist of all ordered pairs (g, xg) , where $g \in G$ и $x \in X$.

Hence,

$$\Gamma = \text{Cay}(G, X) = (V, E),$$

where $V = G$ and $E = \{(g, xg) | g \in G, x \in X\}$.

A number of vertices $|V|$ is equal to the order of G . The Cayley graph is directed, and its degree s , i.e. the number of edges, going out of each vertice, is equal to the number of generating elements of the group: $s = |X|$.

We call the ball K_s of radius s of a group G the set of all its elements, which can be presented as a group of words with length s in the alphabet X . For each nonnegative integer s , one can define the growth function of the group $F(s)$, which is equal to the number of elements of the group G with respect to X , that can be represented as an irreducible group words with the length s . Thus,

$$F(0) = |K_0| = 1, F(s) = |K_s| - |K_{s-1}|, s \in \mathbb{N}.$$

As a rule, the growth function of a finite group is represented in the form of a table which contains non-zero values of $F(s)$.

Also, we note that, along with computing the growth function of a group, we define some characteristics of the corresponding Cayley graph, for instance, the diameter and the average diameter [12]. Let $F(s_0) > 0$, but $F(s_0 + 1) = 0$, then s_0 will be the diameter of the Cayley graph of the group G in the generating alphabet X , which we will denote $D_X(G)$. Accordingly, the average diameter $\bar{D}_X(G)$ is equal to the average length of minimal (irreducible) group words.

Unfortunately, although the computation of the growth function of a large finite group is solvable, it is a

rather complicated problem. This is due to the fact that, in general, the task of the determination of the minimal word of a group element, as shown by S. Iven and O. Goldreich [13], is NP-hard (nondeterministic polynomial). Thus, in the worst case, the number of elementary operations that must be performed to solve this problem is an exponential function of $|X|$. In the case of large number of vertices in the Cayley graphs we need use MCS.

One of the widely used topologies of MCS is the k -dimensional hypercube. This graph is determined by the k -generated Burnside group of exponent 2. This group has a simple structure and is equal to the direct product of k copies of a cyclic group of order 2. Generalization of a hypercube is the n -dimensional torus which is generated by direct product of n cyclic subgroups which may have different orders. In the articles [14–16] Cayley graphs of Burnside group of exponent 3, 4 and 5 are studied.

In this paper will research the Cayley graphs of some finite two-generated Burnside groups of exponent 7. We will use the algorithm from [16] to study the graphs. Since the orders of given groups are rather big we will apply MCS.

Cayley graphs study algorithm. Suppose $B_k = \langle a_1, a_2 \rangle$ is a finite two-generated Burnside groups of exponent 7 where a_1 and a_2 – generating elements and $|B_k| = 7^k$. Using the computer algebra system GAP, it is easy to obtain pc-presentation (power commutator presentation) of this group [17]. In this case:

$$\forall g \in B_k \Rightarrow g = a_1^{x_1} a_2^{x_2} \dots a_k^{x_k}, \quad x_i \in \mathbb{Z}_7.$$

Suppose $a_1^{x_1} \dots a_k^{x_k}$ and $a_1^{y_1} \dots a_k^{y_k}$ are two random elements of B_k written in commutator form. Then their product is equal to $a_1^{x_1} \dots a_k^{x_k} \cdot a_1^{y_1} \dots a_k^{y_k} = a_1^{z_1} \dots a_k^{z_k}$.

The basis for finding coefficients is a collection process (see [17, 18]) which is realized in computer algebra systems of GAP and MAGMA. Besides, there is an alternative method for product computation of group elements offered by F. Hall ([19]). Hall showed that z_i represents polynomial functions (in our case over the field $\mathbb{Z}_7$) depending on variables $x_1, \dots, x_i, y_1, \dots, y_i$ which are now accepted to be called Hall's polynomials. According to [19]:

$$z_i = x_i + y_i + p_i(x_1, \dots, x_{i-1}, y_1, \dots, y_{i-1}).$$

In the work [20] were calculated Hall's polynomials of B_k groups which allow to make product of group's elements much quicker than via collection. On their basis we shall calculate the important special cases of polynomials necessary for further computation of Cayley graphs of B_{14} group and its factors.

- 1) $a_1 \cdot a_1^{y_1} a_2^{y_2} \dots a_{14}^{y_{14}} = a_1^{y_1+1} a_2^{y_2} \dots a_{14}^{y_{14}};$
- 2) $a_1^{-1} \cdot a_1^{y_1} a_2^{y_2} \dots a_{14}^{y_{14}} = a_1^{y_1+6} a_2^{y_2} \dots a_{14}^{y_{14}};$
- 3) $a_2 \cdot a_1^{y_1} a_2^{y_2} \dots a_n^{y_n} = a_1^{z_1} a_2^{z_2} \dots a_n^{z_n}$, where:
 - $z_1 = y_1,$
 - $z_2 = y_2 + 1,$
 - $z_3 = y_1 + y_3,$
 - $z_4 = 3y_1 + y_4 + 4y_1^2,$

$$\begin{aligned}
z_5 &= y_5 + y_1 y_2, \\
z_6 &= 5y_1 + y_6 + 3y_1^2 + 6y_1^3, \\
z_7 &= y_7 + 3y_1 y_2 + 4y_1^2 y_2, \\
z_8 &= y_8 + 3y_1 y_2 + 4y_1 y_2^2, \\
z_9 &= 5y_1 + y_9 + 6y_1^2 + 5y_1^3 + 5y_1^4, \\
z_{10} &= 2y_1 + y_{10} + 5y_1 y_2 + 4y_1 y_3 + 3y_1^2 y_2 + 3y_1^2 y_3 + \\
&+ 6y_1^3 y_2 + 4y_1^2 y_1^3, \\
z_{11} &= 5y_1 + y_{11} + 3y_1 y_3 + 4y_1^2 y_3 + 3y_1^2 + 6y_1^3, \\
z_{12} &= y_{12} + 2y_1^2 y_2^2 + 6y_1 y_2 + 5y_1 y_2^2 + y_1^2 y_2 + 6y_1 y_2 y_3, \\
z_{13} &= y_{13} + 3y_1 y_2 + 4y_1^2 y_2 + y_1 y_2 y_3, \\
z_{14} &= y_{14} + 5y_1 y_2 + 3y_1 y_2^2 + 6y_1 y_2^3;
\end{aligned}$$

4) $a_2^{-1} \cdot a_1^{y_1} a_2^{y_2} \dots a_n^{y_n} = a_1^{z_1} a_2^{z_2} \dots a_n^{z_n}$, where:

$$\begin{aligned}
z_1 &= y_1, \\
z_2 &= y_2 + 6, \\
z_3 &= 6y_1 + y_3, \\
z_4 &= 4y_1 + y_4 + 3y_1^2, \\
z_5 &= y_1 + y_5 + 6y_1 y_2, \\
z_6 &= 2y_1 + y_6 + 4y_1^2 + y_1^3, \\
z_7 &= 3y_1 + y_7 + 4y_1 y_2 + 3y_1^2 y_2 + 4y_1^2, \\
z_8 &= 6y_1 + y_8 + 5y_1 y_2 + 3y_1 y_2^2, \\
z_9 &= 2y_1 + y_9 + y_1^2 + 2y_1^3 + 2y_1^4, \\
z_{10} &= 3y_1 + y_{10} + 2y_1 y_2 + 3y_1 y_3 + 4y_1^2 y_2 + \\
&+ 4y_1^2 y_3 + y_1^3 y_2 + 3y_1^2 + y_1^3, \\
z_{11} &= 2y_1 + y_{11} + 4y_1 y_3 + 3y_1^2 y_3 + 5y_1^3, \\
z_{12} &= y_1 + y_{12} + 5y_1^2 y_2^2 + 4y_1 y_2 + 6y_1 y_3 + \\
&+ 2y_1 y_2^2 + 2y_1^2 y_2 + y_1 y_2 y_3, \\
z_{13} &= 3y_1 + y_{13} + 4y_1 y_2 + y_1 y_3 + 4y_1^2 y_2 + 3y_1^2 + 6y_1 y_2 y_3, \\
z_{14} &= y_1 + y_{14} + 4y_1 y_2 + y_1 y_2^2 + y_1 y_2^3.
\end{aligned}$$

Further the basic algorithm for computation of the Cayley graph of a finite group is provided [16].

Algorithm A-I

Input: a finite group $G = \langle X, \circ \rangle$ where $X = \{x_1, x_2, \dots, x_m\}$ is the generating set of G .

Output: the diameter $D_X(G)$, the average diameter $\bar{D}_X(G)$ of the Cayley graph $\Gamma = \text{Cay}(G, X)$, and also growth function $F(s)$ of the group G where $0 \leq s \leq D_X(G)$:

1. $s = 0$, $K_0 = \{e\}$, $F(0) = 1$, $P = K_0$;
2. $s = s + 1$;
3. $K_s = K_{s-1}$;
4. $\forall x \in X$ и $\forall p \in P$:
 - 4.1. $g = x \circ p$;
 - 4.2. if $g \in K_s$, $K_s = K_s \cup \{g\}$;
5. $P = K_s - K_{s-1}$;
6. $F(s) = |P|$;

7. if $F(s) > 0$, transition to 2; otherwise $s_0 = s - 1$, transition to 8;

$$8. D_X(G) = s_0, \quad \bar{D}_X(G) = \frac{1}{|K_{s_0}|} \sum_{s=0}^{s_0} F(s) \cdot s;$$

9. Exit.

In [16] is proved the correctness of algorithm A-I and also shown that $T(|G|) \in \Theta(|G|^2)$ under $|X| \ll |G|$, where $T(|G|)$ is computational complexity of the algorithm A-I and Θ is simultaneously upper and lower complexity asymptotical estimate.

To lower the complexity a method for enumeration of elements is required. Suppose $a_1^{x_1} \dots a_k^{x_k}$ – random element from B_k . We shall define bijective mapping φ as follows:

$$\begin{aligned}
\varphi(g) &= (x_k x_{k-1} \dots x_1)_7, \\
\varphi^{-1}((x_k x_{k-1} \dots x_1)_7) &= a_1^{x_1} a_2^{x_2} \dots a_k^{x_k} = g.
\end{aligned}$$

Here $\varphi(g)$ is an integer nonnegative number written in the sevenfold form, which we shall take as an ordinal number g . It is clear that $\varphi(g)$ runs over values from 0 to $(7^k - 1)$.

We modify A-I algorithm as follows. We shall add a Boolean vector of V of size 7^k to step 1, all elements of which originally are equal to 0. For convenience the indexing of elements of V begins with 0. As $K_0 = \{e\}$ and $\varphi(e) = 0$ therefore $V_0 = 1$.

Let's replace the step 4.2 of the algorithm A-I as follows:

$$4.2. \text{ if } V_{\varphi(g)} = 0, V_{\varphi(g)} = 1 \text{ и } K_s = K_s \cup \{g\}.$$

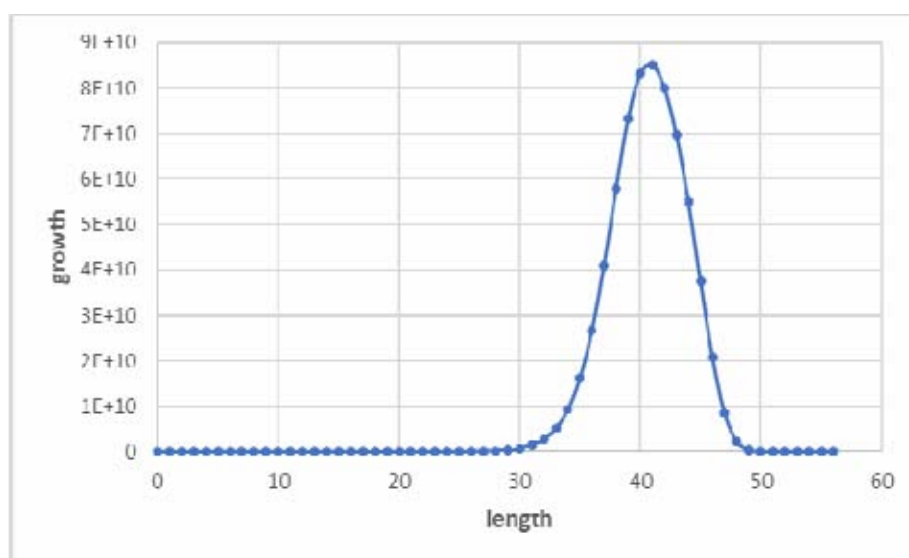
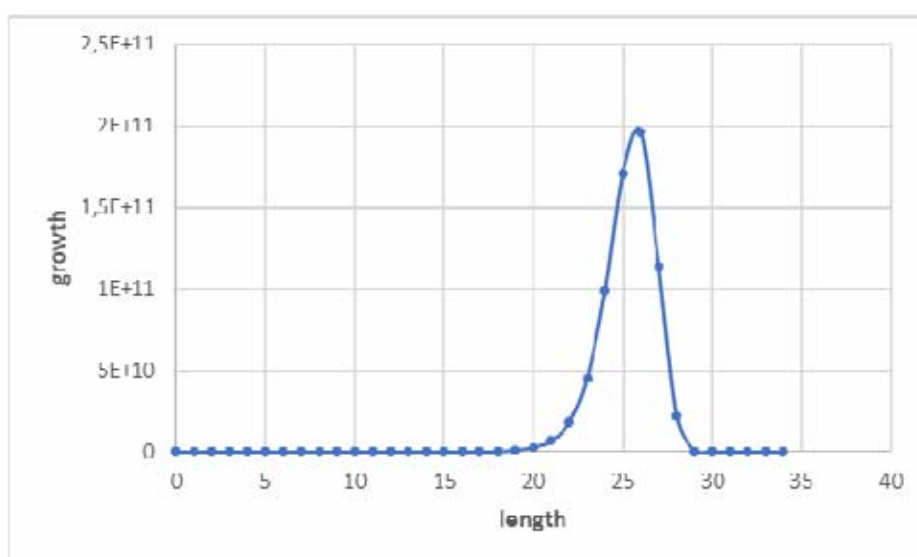
As the complexity of the procedure of the group element transfer to a number and back is equal to $\Theta(1)$, according to [16] complexity of the modified algorithm A-I will be equal to $\Theta(|G|)$.

Also, we shall note that in the step 4.1 all elements g are calculated independently of each other, therefore this section of the algorithm can be easily parallelized. In this case at first all products g are calculated simultaneously, then for every element do step 4.2 consequentially. Note that in step 4.1 products of group elements are calculated using Holl's polynomials as suggested above.

The study of graphs B_k . The modified algorithm A-I was implemented in C++. As a tool for parallelization, it was used the library OpenMP. For the calculations, it was used a computer with an 64-core processor and 512 Gb of RAM, running the Linux operating system. The program was compiled by the embedded compiler GCC. As the result characteristics of the Cayley graph of B_k were calculated under $k \leq 14$ for minimal $\langle a_1, a_2 \rangle$ and symmetrical $\langle a_1, a_1^{-1}, a_2, a_2^{-1} \rangle$ generating sets. In the first case computation time under $k = 14$ takes about 18 hours, in the second – 36 hours. Table presents diameters D and average diameters $\bar{D}$ for the Cayley graphs of B_k for the specified generating sets. For illustration in fig. 1, 2 growth functions of the group B_{14} are presented.

Cayley graphs of group B_k characteristics

B_k	$B_k = \langle a_1, a_2 \rangle$		$B_k = \langle a_1, a_1^{-1}, a_2, a_2^{-1} \rangle$	
k	D	$\bar{D}$	D	$\bar{D}$
2	12	6	6	3
3	14	8	8	5
4	18	11	11	7
5	23	15	12	8
6	28	17	15	10
7	28	20	17	12
8	35	23	21	14
9	36	26	22	16
10	39	28	24	18
11	42	31	26	20
12	43	34	27	21
13	49	37	31	23
14	56	41	34	25

Fig. 1. The graph of the growth function of the group $B_{14} = \langle a_1, a_2 \rangle$ Рис. 1. График функции роста группы $B_{14} = \langle a_1, a_2 \rangle$ Fig. 2. The graph of the growth function of the group $B_{14} = \langle a_1, a_1^{-1}, a_2, a_2^{-1} \rangle$ Рис. 2. График функции роста группы $B_{14} = \langle a_1, a_1^{-1}, a_2, a_2^{-1} \rangle$

Conclusion. As mentioned above the Cayley graphs represent an effective model for the topology of multi-processor computing systems design. Therefore, for the creation of supercomputers with exaFLOPS performance (10^{18} floating point operations per second) knowledge of characteristics of super-large-scale Cayley graphs might be required. The results of this research can be used for perspective topologies design of MCS.

Acknowledgments. The reported study was funded by Russian Foundation for Basic Research, Government of Krasnoyarsk Territory, Krasnoyarsk Region Science and Technology Support Fund to the research project № 17-47-240318.

Благодарности. Исследование выполнено при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, Правительства Красноярского края, Красноярского краевого фонда поддержки научной и научно-технической деятельности в рамках научного проекта № 17-47-240318.

References

1. Akers S., Krishnamurthy B. A group theoretic model for symmetric interconnection networks. *Proceedings of the International Conference on Parallel Processing*. 1986, P. 216–223.
2. Schibell S., Stafford R. Processor interconnection networks and Cayley graphs. *Discrete Applied Mathematics*. 1992, Vol. 40, P. 337–357.
3. Cooperman G., Finkelstein L. New methods for using Cayley graphs in interconnection networks. *Discrete Applied Mathematics*. 1992, Vol. 37, P. 95–118.
4. Lakshmivarahan S., Jho J., Dhall S. Symmetry in interconnection networks based on Cayley graphs of permutation groups: A survey. *Parallel Computing*. 1993, Vol. 19, P. 361–407.
5. Heydemann M. Cayley graphs and interconnection networks, in *Graph symmetry: algebraic methods and applications*. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers. 1997, P. 167–226.
6. Xu J. *Topological Structure and Analysis of Interconnection Networks*. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 2001, 352 p.
7. Parhami B. Swapped interconnection networks: Topological, performance, and robustness attributes. *Journal of Parallel and Distributed Computing*. 2005, Vol. 65, P. 1443–1452.
8. Asai S., Kounoike, Shinano Y., Kaneko K. Computing the diameter of 17-pancake graphs using a PC cluster. *LNSC*. 2006, Vol. 4128, P. 1114–1124.
9. Chen B., Xiao W., Parhami B. Internode distance and optimal routing in a class of alternating group networks. *IEEE Transactions on Computers*. 2006, Vol. 55, P. 1645–1648.
10. Wang L., Tang K. The Cayley Graph implementation in TinyOS for dense wireless sensor networks. *Proc. of the 6th Wireless Telecommunications Symposium*, 2007.
11. Camelo M., Papadimitriou D., Fabrega L., Vila P. Efficient Routing in Data Center with Underlying Cayley Graph. *Proceedings of the 5th Workshop on Complex Networks CompleNet*. 2014, P. 189–197.
12. Kuznetsov A. A., Kuznetsova A. S. [A parallel algorithm for study of the Cayley graphs of permutation groups]. *Vestnik SibGAU*. 2014, No. 1(53), P. 34–39 (In Russ.).
13. Even S., Goldreich O. The Minimum Length Generator Sequence is NP-Hard. *Journal of Algorithms*. 1981, Vol. 2, P. 311–313.
14. Kuznetsov A. A. [The Cayley graphs of Burnside groups of exponent 3]. *Siberian Electronic Mathematical Reports*. 2015, Vol. 12, P. 248–254 (In Russ.).
15. Kuznetsov A. A., Kuznetsova A. S. [Perspective topologies of multiprocessor computing systems based on the Cayley graphs of groups of period 4]. *Vestnik SibGAU*. 2016, No. 3(17), P. 575–578 (In Russ.).
16. Kuznetsov A. A. [An algorithm of computation of the growth functions in finite two-generated groups of exponent five]. *Prikladnaya Diskretnaya Matematika*. 2016, No. 3(33), P. 116–125 (In Russ.).
17. Holt D., Eick B., O'Brien E. *Handbook of computational group theory*. Boca Raton: Chapman & Hall/CRC Press, 2005. 514 p.
18. Sims C. *Computation with Finitely Presented Groups*. Cambridge: Cambridge University Press, 1994, 628 p.
19. Hall P. Nilpotent groups, Notes of lectures given at the Canadian Mathematical Congress 1957 Summer Seminar, in the collected works of Philip Hall. Oxford: Clarendon Press, 1988. P. 415–462.
20. Kuznetsov A. A., Safonov K. V. Hall's polynomials of finite two-generator groups of exponent seven. *Journal of Siberian Federal University: Mathematics and Physics*, 2014, No. 2(7), P. 186–190.

Библиографические ссылки

1. Akers S., Krishnamurthy B. A group theoretic model for symmetric interconnection networks // *Proceedings of the International Conference on Parallel Processing*. 1986. P. 216–223.
2. Schibell S., Stafford R. Processor interconnection networks and Cayley graphs // *Discrete Applied Mathematics*. 1992. Vol. 40. P. 337–357.
3. Cooperman G., Finkelstein L. New methods for using Cayley graphs in interconnection networks // *Discrete Applied Mathematics*. 1992. Vol. 37. P. 95–118.
4. Lakshmivarahan S., Jho J., Dhall S. Symmetry in interconnection networks based on Cayley graphs of permutation groups: A survey // *Parallel Computing*. 1993. Vol. 19. P. 361–407.
5. Heydemann M. Cayley graphs and interconnection networks, in *Graph symmetry: algebraic methods and applications* / Ed. Hahnand Sabidussi. Dordrecht : Kluwer Academic Publishers, 1997. P. 167–226.
6. Xu J. *Topological Structure and Analysis of Interconnection Networks*. Dordrecht : Kluwer Academic Publishers, 2001. 352 p.
7. Parhami B. Swapped interconnection networks: Topological, performance, and robustness attributes // *Journal of Parallel and Distributed Computing*. 2005. Vol. 65. P. 1443–1452.
8. Computing the diameter of 17-pancake graphs using a PC cluster / S. Asai [et al.] // *LNSC*. 2006. Vol. 4128. P. 1114–1124.

9. Chen B., Xiao W., Parhami B. Internode distance and optimal routing in a class of alternating group networks // *IEEE Transactions on Computers*. 2006. Vol. 55. P. 1645–1648.
10. Wang L., Tang K. The Cayley Graph implementation in TinyOS for dense wireless sensor networks // *Proc. of the 6th Wireless Telecommunications Symposium*. 2007.
11. Efficient Routing in Data Center with Underlying Cayley Graph / M. Camelo [et al.] // *Proceedings of the 5th Workshop on Complex Networks CompleNet*. 2014. P. 189–197.
12. Кузнецов А. А., Кузнецова А. С. Параллельный алгоритм для исследования графов Кэли групп подстановок // *Вестник СибГАУ*. 2014. № 1(53). С. 34–39.
13. Even S., Goldreich O. The Minimum Length Generator Sequence is NP-Hard // *Journal of Algorithms*. 1981. Vol. 2. P. 311–313.
14. Кузнецов А. А. Графы Кэли бернсайдовых групп периода 3 // *Сибирские электронные математические известия*. 2015. Т. 12. С. 248–254.
15. Кузнецов А. А., Кузнецова А. С. Перспективные топологии многопроцессорных вычислительных систем, основанные на графах Кэли, заданных группами периода 4 // *Вестник СибГАУ*. 2016. № 3(17). С. 575–578.
16. Кузнецов А. А. Об одном алгоритме вычисления функций роста в конечных двупорожденных группах периода пять // *Прикладная дискретная математика*. 2016. № 3(33). С. 116–125.
17. Holt D., Eick B., O'Brien E. *Handbook of computational group theory*. Boca Raton : Chapman & Hall/CRC Press, 2005. 514 p.
18. Sims C. *Computation with Finitely Presented Groups*. Cambridge : Cambridge University Press, 1994. 628 p.
19. Hall P. Nilpotent groups, Notes of lectures given at the Canadian Mathematical Congress 1957 Summer Seminar // *The collected works of Philip Hall*. Oxford : Clarendon Press, 1988. P. 415–462.
20. Kuznetsov A. A., Safonov K. V. Hall's polynomials of finite two-generator groups of exponent seven // *Journal of Siberian Federal University: Mathematics and Physics*. 2014. № 2(7). P. 186–190.

© Kuznetsov A. A., Kishkan V. V., 2018

RESTORATION OF INFORMATION ON THE GROUP BY THE BOTTOM LAYERI. A. Parashchuk¹, V. I. Senashov^{1, 2*}¹Siberian Federal University

79, Svobodniy Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

²Institute of Computational Modelling SB RAS

50/44, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

*E-mail: sen1112home@mail.ru

The question of the possibility of restoring information on the group by its bottom layer is considered. The problem is classical for mathematical modeling: restoration of missing information on the object employing part of the saved data. This problem will be solved in the class of layer-finite groups. A group is said to be layer-finite if it has a finite number of elements of every order. This concept was first introduced by S. N. Chernikov. It appeared in connection with the study of infinite locally finite p -groups in the case when the center of the group has a finite index in it. The bottom layer of the group G is the set of its prime order elements. By the bottom layer of the group, you can sometimes restore the group or judge about the properties of such a group. Among these results one can name those that completely describe the structure of the group by its bottom layer, for example: if the bottom layer of the group G consists of elements of order 2 and there are no non-unit elements of other orders in the group, then G is the elementary Abelian 2-group. V. P. Shunkov proved that if the bottom layer in an infinite layer-finite group consists of one element of order 2, then the group G is either a quasicyclic or an infinite generalized quaternion group. We will restore the information on the group by its bottom layer. This problem will be solved in the class of layer-finite groups. Group G is said to be recognizable by the bottom layer if it is uniquely recovered by the bottom layer. Group G is said to be almost recognizable over the bottom layer if there is a finite number of pairwise nonisomorphic groups with the same bottom layer as in group G . Group G is said to be unrecognizable by the bottom layer if there is an infinite number of pairwise nonisomorphic groups with the same bottom layer such as in group G . In this work conditions under which the group is recognized align the bottom layer have been established.

Keywords: group, layer finiteness, bottom layer, complete group, order of the group.

Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 2. С. 223–226

ВОССТАНОВЛЕНИЕ ИНФОРМАЦИИ О ГРУППЕ ПО НИЖНЕМУ СЛОЮИ. А. Парашук¹, В. И. Сенашов^{1, 2*}¹Сибирский федеральный университет

Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

²Институт вычислительного моделирования СО РАН

Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/44

*E-mail: sen1112home@mail.ru

Рассматривается вопрос о возможности восстановления информации о группе по ее нижнему слою. Вопрос является классическим для математического моделирования: восстановление недостающей информации об объекте по части сохранившихся данных. Этот вопрос будем решать в классе слойно конечных групп. Группа называется слойно конечной, если она имеет конечное число элементов каждого порядка. Это понятие впервые было введено С. Н. Черниковым. Оно появилось в связи с изучением бесконечных локально конечных p -групп в случае, когда центр группы имеет конечный индекс в ней. Нижним слоем группы G называется множество её элементов простых порядков. По нижнему слою группы иногда можно восстановить группу, иногда можно что-то сказать о свойствах такой группы. Среди этих результатов можно назвать те, которые описывают полностью строение группы по ее нижнему слою, например, если нижний слой группы G состоит из элементов порядка 2 и в группе нет неединичных элементов других порядков, то G – элементарная абелева 2-группа. В. П. Шунковым доказано, что если нижний слой в бесконечной слойно конечной группе состоит из одного элемента порядка 2, то группа G либо квазициклическая, либо бесконечная обобщенная группа кватернионов. Мы будем восстанавливать информацию о группе по ее нижнему слою. Эту задачу будем решать в классе слойно конечных групп. Группу G назовем распознаваемой по нижнему слою, если она однозначно восстанавливается по нижнему слою. Группу G назовем почти распознаваемой по нижнему слою, если она почти однозначно восстанавливается по нижнему слою.

слою, если существует конечное число попарно неизоморфных групп с одинаковым нижним слоем таким же, как у группы G . Группу G назовем нераспознаваемой по нижнему слою, если существует бесконечное число попарно неизоморфных групп с одинаковым нижним слоем таким же, как у группы G . Установлены условия, при которых группа распознается по нижнему слою.

Ключевые слова: группа, слойная конечность, нижний слой, полная группа, порядок группы.

Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-2-223-226

Introduction. A group is said to be layer-finite if it has a finite number of elements of every order. This concept was first introduced by S. N. Chernikov in his work [1] and appeared in connection with the study of infinite locally finite p -groups in the case when the center of the group has a finite index in it. In 1948 S. N. Chernikov [2] described construction of an arbitrary group in which number of elements of every order is infinite and the term layer-finite groups was used here for the first time. The main result describing the structure of layer-finite groups has been obtained by S. N. Chernikov: group is only layer-finite when can be presented in the form of product of two element-wise permutable subgroups from which the first is layer-finite complete Abelian group, and the second is a layer-finite group with finite Sylow subgroups. The results of layer-finite groups can be found in works [3–7].

The *bottom layer* of the group is a set of its elements of simple order. By the bottom layer of the group it is sometimes possible to restore the group, or to judge about some properties of such a group. Among these results can be named those which fully describe the structure of a group by its bottom layer, for example: if the bottom layer of a group consists of elements of order 2 and the group lacks nonidentity elements of other orders, then it is the elementary Abelian 2-group; if the bottom layer consists of the elements of orders 2, 3, 5 and in the group there are no nonidentity elements of other orders, then A. S. Kondratyev and V. D. Mazurov have proved that this is the group of even substitutions on five elements [8].

V. P. Shunkov has proved that if the bottom in the infinite layer-finite group consists of one element of order 2, the group is either the quasicyclic or infinite generalized group of quaternions [9]. Many results for groups with given bottom layer describe only some properties of groups. For example, V. D. Mazurov has proved that a group with the bottom layer consisting of elements 2, 3, 5 in which all other nonidentity elements have order 4, is locally finite [10].

We shall restore information on the group by its bottom layer. This problem will be solved in the class of layer-finite groups.

Main result. In the article the term bottom layer in the group is discussed and by means of obtained information the group structure is restored. We shall refer to the group G as to recognizable by the bottom layer if it can be definitely restored align the bottom layer. We shall refer to the group G as to almost recognizable by the bottom layer if there is a finite number of pairwise nonisomorphic groups with the identical to the group bottom layer. We

shall refer to the group G as to unrecognizable by the bottom layer if there is an infinite number of pairwise nonisomorphic groups with the same bottom layer.

We shall consider finite non-Abelian simple groups with the bottom layer consisting of elements of orders 2, 3, 5. In case we add information on the group order, the group G will be recognizable by the bottom layer on condition that its order is $|G| = 2^2 \cdot 3 \cdot 5$ (this is A_5) and unrecognizable by the bottom layer on condition that its order is $|G| = 2^3 \cdot 3^2 \cdot 5$ (one of these groups becomes A_6) [11].

We shall consider the examples describing properties of groups with given bottom layer. N. D. Gupta and V. D. Mazurov have proved that for the group G , which without identity element coincides with the bottom layer consisting of elements of orders 3, 5, one of the statements is true: 1) $G = FT$; where F is normal nilpotent with no more than two 5-subgroup of a class and $|T| = 3$; 2) G contains normal nilpotent with no more than three 3 subgroup of a class and T is G/T – 5-group [12]. In the same work it is shown that the group without identity element coincides with the bottom layer consisting of elements of orders 2, 5 either contains the elementary Abelian 5-subgroup of the index 2, or the elementary Abelian normal Sylow 2-subgroup.

Let us prove that if G is the layer-finite complete group, on the bottom layer of which $p^n - 1$ element of order p , then the group G is a direct product of n -quasicyclic p -groups (i. e. it is definitely recognizable by the bottom layer.)

Let the group G satisfies given conditions. As according to the proposition 1 (the known theorems to which we refer to as to propositions with the corresponding numbers are listed at the end of article) each complete subgroup of the layer-finite group G is in the center of the group G , the group, being complete, is the Abelian one. According to the proposition 2 the complete Abelian group G is split into the direct sum of subgroups, isomorphic to additive group of rational numbers or quasicyclic groups, perhaps, on various prime numbers. In this splitting of groups, presence of rational numbers can't be possible as it is the layer-finite group G and, therefore no elements of infinite order are present. Since on the bottom layer of the group G only order $p^n - 1$ elements present, then quasicyclic groups can be only on one number p . Since on the bottom layer of the group G $p^n - 1$ element of order p , these are n quasicyclic factors in G (direct product has n quasicyclic p -group $p^n - 1$ element of order p). Thus,

we have proved that random finite complete Abelian p -group can be detected align the bottom layer.

Let us prove that if in the locally solvable group G is subject to maximality and the bottom layer, consisting of $p-1$ element of order p , and $q-1$ element of order q , where there are elements of orders $p^m q^n$, for $m=0, 1, 2, \dots, n=0, 1, 2, \dots$, and no elements of other orders, the group G is detectable align the bottom layer.

Objectively, according to the proposition 3 the locally solvable group G with minimality condition is extension of direct product of finite number of quasicyclic groups with help of a finite group. Due to its bottom layer structure, group G contains at list one quasicyclic p -group and one quasicyclic q -group. Since in the group G $p-1$ element of order p , it has a single subgroup of order p . Then, according to the proposition 4 any finite p -subgroup of the group G is cyclic. According to the proposition 5 it must be cyclic and quasicyclic [13]. Now, on account that in the group G there are elements with all degrees p , it can be concluded that Sylow p -subgroup of the group G is quasicyclic. Similarly, Sylow q -subgroup of the group G is also quasicyclic. Then, taking into account the structure of the group G , we conclude that all the Sylow subgroups of the group G are in direct product of quasicyclic groups, the group G itself coincides with direct product of its two Sylow p - and q -subgroups.

Similarly, it can be proved that if in the locally solvable group G with minimality condition with the bottom layer, consisting of p^k-1 elements of order p , and q^l-1 elements of order q , where there are elements of orders $p^m q^n$, under $m=0, 1, 2, \dots, n=0, 1, 2, \dots$, with no elements of other orders, then, the group G is recognizable by the bottom layer (group G coincides with the direct product of k quasicyclic p -subgroups and l quasicyclic q -subgroups).

Hence, as additional restrictions to the tasks of the bottom group layer group completeness and its layer-finite structure can be used: if G is a complete layer-finite group with the bottom layer consisting of its elements orders $p_1, p_2, \dots, p_n$ and the group G contains $p^{k_i}-1$ elements of order p_i , $i=1, 2, \dots, n$, then, G is the direct product of quasicyclic p_i -groups, $i=1, 2, \dots, n$, taken under k_i factors for each p_i respectively. Thus G is recognizable by the bottom layer.

When proving the results given in the article the following theorems were employed, with reference to the propositions and their correspondent number.

Proposition 1. (Lemma 3.1. [14]). Each complete subgroup of locally normal (layer-finite in particular) group G is hold in the centre of the group G .

Proposition 2. (Theorem 9.1.6. [15]). Non-zero complete Abelian group G extends in direct sum of subgroups, isomorphic to additive group of rational

numbers or quasicyclic groups, perhaps, on various prime numbers.

Proposition 3. (Theoreme 1.1 [14]). Infinite locally solvable group G subject to minimality is the extension of the direct product of finite number of quasicyclic groups applying the finite group.

Proposition 4. (Theorem 12.5.2 [16]). Finite p -group, containing only one subgroup of order p , is cyclic or generalized quaternion group.

Proposition 5. (Theorem 4.2 [13]). Sylow p -subgroups of the periodically local cyclic group G are cyclic or quasicyclic.

Conclusion. The work has determined conditions, under which the group is detected align the bottom layer. The provement of the group restoration from the layer-finite group class has been considered. Restoration of the group under given bottom layer consisting of the elements of simple order p has been proved.

Acknowledgments. This work was supported by the grant of the Siberian Federal University (Project – Algebra-logical structures and complex analysis).

Благодарности. Работа выполнена при поддержке гранта Сибирского федерального университета (проект «Алгебро-логические структуры и комплексный анализ»).

References

1. Chernikov S. N. [On layer finite groups]. *Mat. sb.* 1958, Vol. 45 (87), P. 415–416 (In Russ.).
2. Chernikov S. N. [Infinite layer-finite groups]. *Mat. sb.* 1948, Vol. 22, No. 1, P. 101–133.
3. Polovitskiy Ya. D. [Non-primary layer finite groups]. *Vestnik Permskogo universiteta.* 2007, No. 7, P. 21–25 (In Russ.).
4. Senashov V. I. [Characterization of layer-finite groups]. *Algebra i logika.* 1989, Vol. 28, No. 6, P. 687–704 (In Russ.).
5. Senashov V. I. [Interrelations of almost layered finite groups with close classes]. *Vestnik SibGAU.* 2014, No. 1 (53), P. 76–79 (In Russ.).
6. Senashov V. I. [On the spectrum of the group]. *Modelirovanie i mekhanika: sbornik nauchnykh statey.* Krasnoyarsk, Sib. gos. aerokosmich. un-t, 2012, P. 84–89 (In Russ.).
7. Mukhammedzhan Kh. Kh. [On groups with ascending central series]. *Mat. sb.* 1951, Vol. 28 (70), P. 201–218 (In Russ.).
8. Kondrat'yev A. S., Mazurov V. D. [Recognition of alternating groups of prime degree in order of their elements]. *Sib. Matem. zhurn.* 2000, Vol. 41, No. 2, P. 360–371 (In Russ.).
9. Shunkov V. P. [On a class of p -groups]. *Algebra i logika.* 1970, Vol. 9, No. 4, P. 484–496 (In Russ.).
10. Mazurov V. D. [On groups of exponent 60 with exact orders of elements]. *Algebra i logika.* 2000, Vol. 39, No. 3, P. 189–198 (In Russ.).
11. Vasil'yev A. V. [On the recognition of all finite non-Abelian simple groups whose prime divisors of orders do not exceed 13]. *Sib. matem. zhurn.* 2005, Vol. 46, No. 2, P. 315–324 (In Russ.).

12. Gupta N. D., Mazurov V. D. [On groups with small orders of elements]. *Bulletin of the Australian Mathematical Society*. 1999, Vol. 60, P. 197–205.

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

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

15. Kargapolov M. I., Merzljakov Ju. I. *Osnovy teorii grupp* [Foundations of group theory]. Moscow, Nauka Pub., 1982, 288 p.

16. Hall M. *Teoriya grupp* [Group Theory]. Moscow, Inostrannaya literature Publ., 1962, 468 p.

Библиографические ссылки

1. Черников С. Н. О слойно конечных группах // Мат. сб. 1958. Т. 45, № 3. С. 415–416.

2. Черников С. Н. Бесконечные слойно конечные группы // Мат. сб. 1948. Т. 22, № 1. С. 101–133.

3. Половицкий Я. Д. Непримарные слойно конечные группы // Вестник Пермского университета. 2007. № 7. С. 21–25.

4. Сенашов, В. И. Характеризация слойно конечных групп // Алгебра и логика. 1989. Т. 28, № 6. С. 687–704.

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

6. Сенашов В. И. О спектре группы // Моделирование и механика : сб. науч. ст. / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2012. С. 84–89.

7. Мухаммеджан Х. Х. О группах с возрастающим центральным рядом // Мат. сб. 1951. Т. 28 (70). С. 201–218.

8. Кондратьев А. С., Мазуров В. Д. Распознавание знакопеременных групп простой степени по порядкам их элементов // Сиб. матем. журн. 2000. Т. 41, № 2. С. 360–371.

9. Шунков В. П. Об одном классе p -групп // Алгебра и логика. 1970. Т. 9, № 4. С. 484–496.

10. Мазуров В. Д. О группах экспоненты 60 с точными порядками элементов // Алгебра и логика. 2000. Т. 39, № 3. С. 189–198.

11. Васильев А. В. О распознавании всех конечных неабелевых простых групп, простые делители порядков которых не превосходят 13 // Сиб. мат. журн. 2005. Т. 46, № 2. С. 315–324.

12. Гупта Н. Д., Мазуров В. Д. О группах с малыми порядками элементов // Бюллетень австралийского математического общества. 1999. Т. 60. С. 197–205.

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

14. Черников С. Н. Группы с заданными свойствами системы подгрупп. М. : Главная редакция физико-математической литературы, 1980. 384 с.

15. Каргаполов М. И., Мерзляков Ю. И. Основы теории групп. 3-е изд. М. : Наука. 1982. 288 с.

16. Холл М. Теория групп. М. : Иностр. лит., 1962. 468 с.

© Parashchuk I. A., Senashov V. I., 2018

**USE OF CONSERVATION LAWS TO SOLVE THE PROBLEM OF LOAD WAVE
IN AN ELASTOPLASTIC ROD**

*S. I. Senashov, I. L. Savostyanova, E. V. Filyushina

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

The process of propagation of plastic deformations in a semi-infinite elastic plastic rod caused by dynamic loading applied to the end of the rod, which is not decreasing in time, is considered. The equations are written in the Lagrangian coordinate system. It is assumed that during deformation there is no lateral bulging of the rod and that the influence of transverse deformations of the rod on the process of propagation of longitudinal waves is negligible. At the initial moment, the rod is in a deformed and dormant state. Small deformations of the rod are considered. The density of the rod during deformation does not change. The only non-zero component of the stress tensor will be the component along the ox axis, non-zero components of the strain tensor will be the components along the Ox , Oy axes. As a result, a system of two quasilinear first-order homogeneous equations is constructed. The equations are hyperbolic. They are built for performance and ratio on them. Next, the equations are written in terms of Riemann invariants. For the equations constructed, the conservation laws are found in the case when the current remaining depends only on the functions sought. As a result, a system of linear equations with coefficients depending only on the required functions is obtained.

The construction of conservation laws is reduced to the solution of the boundary value problem for the known Euler–Poisson–Darboux equations. This problem is solved with the help of Riemann functions. The conservation laws allowed us to find the coordinates of the points of intersection of characteristics, and thus to solve the problem. In conclusion, the article considers the case when one of the characteristics crosses the line on which the initial conditions are given. In this case, as is known, the Cauchy problem cannot be solved. This leads to a procedure which, with the help of conservation laws, makes it possible to find out the solvability of the Cauchy problem. It is reduced to the solution of a simple integral equation by the method of successive approximations.

Keywords: conservation laws, wave loading, elastic-plastic rod, Cauchy problem.

Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 2. С. 227–232

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЗАКОНОВ СОХРАНЕНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ
О ВОЛНЕ НАГРУЗКИ В УПРУГО-ПЛАСТИЧЕСКОМ СТЕРЖНЕ**

*С. И. Сенашов, И. Л. Савостьянова, Е. В. Филюшина

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

Рассмотрен процесс распространения пластических деформаций в полубесконечном упруго-пластическом стержне, вызванных приложенной к концу стержня динамической нагрузкой, не убывающей во времени. Уравнения записаны в лагранжевой системе координат. Предполагается, что в процессе деформации не происходит бокового выпучивания стержня и что влияние поперечных деформаций стержня на процесс распространения продольных волн пренебрежимо мало. В начальный момент стержень находится в деформированном состоянии и состоянии покоя. Рассмотрены малые деформации стержня. Плотность стержня в процессе деформирования не изменяется. Единственной отличной от нуля составляющей тензора напряжений будет компонента вдоль оси ox , отличными от нуля составляющими тензора деформаций будут компоненты вдоль осей Ox , Oy . В результате построена система двух квазилинейных однородных уравнений первого порядка. Уравнения являются гиперболическими. Для них построены характеристики и соотношения на них. Далее уравнения записаны в терминах инвариантов Римана. Для построенных уравнений найдены законы сохранения в случае, когда сохраняющийся ток зависит только от искоемых функций. В результате получена система линейных уравнений с коэффициентами, зависящими только от искоемых функций. Построение законов сохранения сведено к решению краевой задачи для известных уравнений Эйлера–Пуассона–Дарбу. Эта задача решена с помощью функций Римана. Законы сохранения позволили найти координаты точек пересечения характеристик, а значит, и решить поставленную задачу. В заключение рассмотрен случай, когда одна из характеристик пересекает линию, на которой заданы начальные условия. В этом случае, как известно, задача Коши

решена быть не может. Это приводит к процедуре, которая с помощью законов сохранения позволяет выяснить вопрос о разрешимости задачи Коши. Она сводится к решению несложного интегрального уравнения методом последовательных приближений.

Ключевые слова: законы сохранения, волна нагрузки, упруго-пластический стержень, задача Коши.

Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-2-227-232

Introduction. Conservation laws, in relation to the differential equations, were published in Emma Neter's article [1] more than 100 years ago. She established the general principle connecting symmetry groups and conservation laws for the differential equations deduced from the variation principle. For more than 70 years all results in this field were based on this article. More general concepts allowing to calculate conservation laws for any systems of the differential equations appeared in A.M. Vinogradov's works [2; 3]. For a rather long time conservation laws occurred in literature as purely mathematical result, far from applications. In the works [4–6] it was shown how conservation laws can be used for the solution of Cauchy and Riemann problems and also accurate solutions of these tasks were made.

Later the method of conservation laws was applied to solution of free-boundary problem: elastic plasticity tasks [7–10]. For the first time, a special case of the task of the wave distribution, which is solved by means of conservation laws, is constructed in work [11; 12]. In this work more general case is considered and also condition under which there is a solution of Cauchy problem is formulated.

Derivations of the main equations

1. We will consider the process of plastic deformations propagation in a semi-infinite elastic plastic rod caused by dynamic loading time, $p(t)$ applied to the end of the rod, which is not decreasing in (i. e. $dp/dt \geq 0$).

We shall find a solution in the Lagrangian coordinate system: we will take a rod axis for the axis x , we will choose the origin of coordinates $x=0$ on the left end of the rod. Suppose that during deformation there is no lateral bulging of the rod and that the influence of transverse deformations of the rod on the process of propagation of longitudinal waves is negligible. Let us consider small deformations of the rod and assume that the rod density in the course of deformation does not change. The only component of tension tensor, other than zero, will be $\sigma_{xx} = \sigma$ other than zero components of a tensor of deformations will be $\varepsilon_{xx} = \varepsilon$ and $\varepsilon_{yy} = \nu \varepsilon$.

In this case, motion equation exclusive of massive external forces is as follows [13]:

$$\rho \frac{\partial v}{\partial t} = \frac{\partial \sigma}{\partial x}, \quad (1)$$

where $\sigma = \sigma_{xx}$ – component of the stress tensor; v – particles velocity along the axis Ox , ρ – density.

Since density is constant, without generality loss we further assume that $\rho=1$.

Accepting the defining relation of the deformation plasticity theory (for the uniaxial stress) as follows

$$\sigma = \sigma(\varepsilon). \quad (2)$$

Supposing $\sigma(\varepsilon)$ is a steadily increasing along ε function (fig. 1) and for all ε derivative $d\sigma/d\varepsilon$ is a steadily decreasing function (i. e. $d^2\sigma/d^2\varepsilon < 0$).

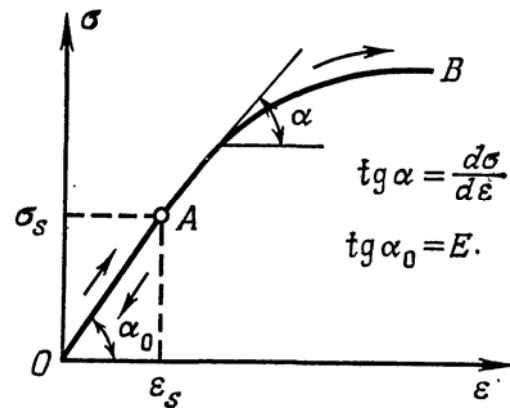


Fig. 1. The process of propagation of plastic deformations in a semi-infinite elastoplastic rod

Рис. 1. Процесс распространения пластических деформаций в полубесконечном упруго-пластическом стержне

For tensions $\sigma \leq \sigma_s$ (σ_s is tensile yield) dependence $\sigma(\varepsilon)$, according to Hook's law, is linear:

$$\sigma = E\varepsilon, \quad (3)$$

where E is elasticity modulus (Young's modulus). Wherein the values of Young's modulus E have been sorted out as to under $\sigma = \sigma_s$ dependence (3) is continuous.

From the equation of through flow in case of minor deformations we obtain the following formula

$$\frac{d\varepsilon}{dt} = \frac{dv}{dx}. \quad (4)$$

Taking into account the dependence $\sigma = \sigma(\varepsilon)$ under load and introducing notation

$$a^2(\sigma) = \frac{\partial \sigma}{\partial \varepsilon}, \quad (5)$$

where $d\sigma/d\varepsilon$ is the rate of change to the curve $\sigma(\varepsilon)$; α is a constant, $0 < \alpha < 1$; $a^2(\sigma) = \sigma^{2\alpha}$ velocity of longitudinal waves propagation in the rod, we have

$$\frac{d\varepsilon}{dt} = \frac{d\varepsilon}{d\sigma} \frac{\partial \sigma}{\partial t} = \frac{1}{a^2(\sigma)} \frac{\partial \sigma}{\partial t}. \quad (6)$$

Placing the relation (4) in (6), we obtain the system of two equations of partial derivatives of the first order [13]:

$$\frac{dv}{dt} = \frac{d\sigma}{dx}, \quad \frac{\partial v}{\partial x} = \frac{1}{a^2(\sigma)} \frac{\partial \sigma}{\partial t}, \quad (7)$$

For two functions $v(x, t), \sigma(x, t)$.

In this equation $a(\varepsilon)$ is the velocity of longitudinal waves propagation in the rod.

Since the velocity of longitudinal waves propagation generally is the tension function, then, equation system (7) is the system of quasilinear equations with partial derivatives of the first order of hyperbolic type. For it we will determine characteristics and relations under characteristics.

Characteristics of equation system (7) are determined by integrating of differential equations' characteristics:

$$dx = \mp a(\sigma) dt. \quad (8)$$

These equations generally cannot be integrated in plain (x, t) before the problem has been solved since a is the tension function $\sigma(x, t)$.

Along characteristics $dx = \mp a(\sigma) dt$ the following relations are made

$$dv \mp \frac{1}{a(\sigma)} d\sigma = 0. \quad (9)$$

These relations are called differential equations of characteristics in hodograph plane (σ, v) . After integrating we obtain

$$v = \mp \int_0^\sigma \frac{d\sigma_1}{a(\sigma_1)} + C_{1,2} \text{ при } dx = \mp a(\sigma) dt. \quad (10)$$

We will now consider the simplest case of load waves propagation in homogeneous half-infinite rod, which at the initial moment was in nonperturbed state.

We will consider the equation solution (7) under the given initial conditions (Cauchy conditions):

$$v(x, 0) = v(x), \quad (11)$$

and boundary condition

$$\sigma(0, t) = -p(t), \quad (p(t) > 0), \quad dx = \mp a(\sigma) dt. \quad (12)$$

where, to ensure the load process there must be $p'(t) > 0$.

Conditions (11)–(12) mean that at the initial moment the rod is in the deformed and dormant state. Meeting the initial conditions correlates with Cauchy problem solution in the domain (fig. 2), limited by axis x and positive characteristics tsQ .

2. For simplicity we will consider the following assertions for function (2)

$$\sigma = E\varepsilon, \text{ under } \sigma < \sigma_s, \quad (13)$$

$$\sigma(\varepsilon) = \frac{1}{\alpha} \varepsilon^\alpha, \text{ under } 0 < \alpha < 1 \quad dx = \mp a(\sigma) dt.$$

General case is considered similarly.

For the continuity of function $\sigma(\varepsilon)$ at point ε_s we

suppose $E = \frac{1}{\alpha} \varepsilon_s^{\alpha-1}$.

In this case the plane xOt splits into two domains: elastic bounded by axes x and direct t_sP and plastic domain, placed above the line t_sP . It should be noted that the equation of this line is as follows: $x = a_0(t - t_s)$, where t_s time point, when σ achieves the yield stress σ_s (fig. 2). In the plastic domain we have a linear problem which can be easily solved applying traditional methods. Hence, we will seek for the Cauchy problem solution for equations (7) only in the plastic domain.

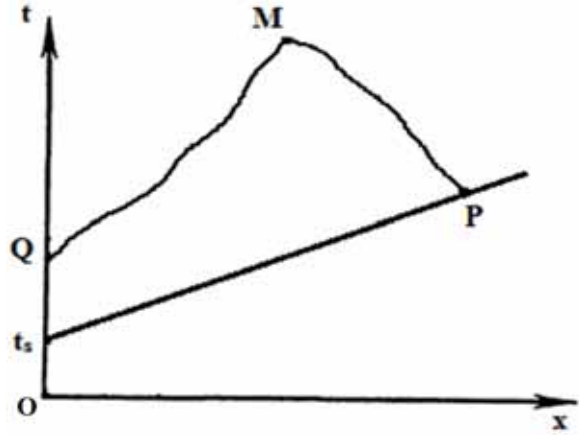


Fig. 2. Characteristics of equations (14)

Рис. 2. Характеристики уравнений (14)

Problem definition. To find the value of function $v(x, t), \sigma(x, t)$ at the point $M(x_m, t_m)$ if the values of the required function along t_sP and t_sQ are known. Here points $Q(0, t_q), P(x_p, t_p)$ are considered as intersection points of the correspondent characteristics with the axis Ot and the line t_sP , drawn from the point M . According to (13) the equations (7)–(10) will be as follows

$$\frac{dv}{dt} = \frac{d\sigma}{dx}, \quad \frac{\partial \sigma}{\partial t} = \sigma^{2\beta} \frac{\partial v}{\partial x}, \quad \beta = \frac{\alpha-1}{\alpha}. \quad (14)$$

Characteristics of the present equation system according to (8) are as follows

$$dx = \mp \sigma^\beta dt.$$

Relations on characteristics (9), after integration will be

$$v \mp \frac{\sigma^{-\beta+1}}{-\beta+1} = C_{1,2},$$

where C_1, C_2 are random constants.

We will introduce Riemann's invariants under the formula $\xi = v + \frac{\sigma^{-\beta+1}}{-\beta+1}, \eta = v - \frac{\sigma^{-\beta+1}}{-\beta+1}$, then the system (14) will be as follows

$$\frac{\partial \xi}{\partial t} - \sigma^\beta \frac{\partial \xi}{\partial x} = 0, \quad \frac{\partial \eta}{\partial t} + \sigma^\beta \frac{\partial \eta}{\partial x} = 0. \quad (15)$$

Employment of conservation laws for equations describing the wave load in the elastic plastic rod.

Conservation laws for the equation system (15) is founded as follows [5]

$$\partial_t A + \partial_x B = 0,$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} A(\xi, \eta) + \frac{\partial}{\partial x} B(\xi, \eta) = \\ & = \left(\sigma^\beta \frac{\partial A}{\partial \xi} + \frac{\partial B}{\partial \xi} \right) \frac{\partial \xi}{\partial x} + \left(-\sigma^\beta \frac{\partial A}{\partial \eta} + \frac{\partial B}{\partial \eta} \right) \frac{\partial \eta}{\partial x} = 0. \end{aligned}$$

From here we obtain the equation to determine A and B

$$\sigma^\beta \frac{\partial A}{\partial \xi} + \frac{\partial B}{\partial \xi} = 0, \quad -\sigma^\beta \frac{\partial A}{\partial \eta} + \frac{\partial B}{\partial \eta} = 0. \quad (16)$$

Excluding from (16) function B we obtain the equation to determine function A :

$$\frac{8}{\beta(-\beta+1)} \frac{\partial^2 A}{\partial \xi \partial \eta} - \left(\frac{\partial A}{\partial \xi} - \frac{\partial A}{\partial \eta} \right) \frac{1}{\xi - \eta} = 0.$$

We will introduce in this equation the notation $\frac{8}{\beta(-\beta+1)} = \omega^{-1}$. As a result we obtain the Euler–Poisson–Darboux equation [14]:

$$\frac{\partial^2 A}{\partial \xi \partial \eta} - \frac{\omega}{\xi - \eta} \left(\frac{\partial A}{\partial \xi} - \frac{\partial A}{\partial \eta} \right) = 0. \quad (17)$$

To determine function B we get a similar equation

$$\frac{\partial^2 B}{\partial \xi \partial \eta} + \frac{\omega}{\xi - \eta} \left(\frac{\partial B}{\partial \xi} - \frac{\partial B}{\partial \eta} \right) = 0.$$

Applying (15) we will write the integral about closed path $t_s QMP$

$$\oint Adx - Bdt = 0. \quad (18)$$

We will split this integral into four integrals taken about closed paths $t_s P$, PM , MQ , Qt_s .

About closed paths $t_s P$ and Qt_s integrals can be calculated after determining A , B inclusive initial and boundary conditions (11), (12).

We will determine A and B so that along the characteristics PM and MQ integrals transform to zero. We have

$$\int_{PM} Adx - Bdt = \int_{PM} (-\sigma^\beta A - B) dt.$$

We will calculate the obtained integral in parts

$$\int_{PM} (-\sigma^\beta A - B) dt = t(-\sigma^\beta A - B) \Big|_Q^M - \int_{PM} t d(-\sigma^\beta A - B).$$

Similarly along MQ we obtain

$$\int_{MQ} Adx - Bdt = t(\sigma^\beta A - B) \Big|_M^Q - \int_{MQ} t d(\sigma^\beta A - B).$$

Finally obtain

$$d(\sigma^\beta A + B) \Big|_{\xi=\xi_0=\text{const}} = 0, \quad d(\sigma^\beta A - B) \Big|_{\eta=\eta_0=\text{const}} = 0.$$

From the first relation we have

$$\beta \sigma^{\beta-1} \left(\frac{1}{2} \sigma^\beta \right) A + \sigma^\beta A_\eta + B_\eta = -\frac{\beta}{2} A \sigma^{\beta-1} + 2A_\eta = 0$$

$$\text{along } \xi = \xi_0.$$

Since $\sigma^{\beta-1} = \frac{2}{(\xi - \eta)(-\beta + 1)}$, we obtain differential equation for A along $\xi = \xi_0$

$$-\frac{\beta}{-\beta + 1} A + A_\eta (\xi_0 - \eta) = 0.$$

By its integrating we obtain

$$\frac{\beta}{2(\beta - 1)} \ln(\eta - \xi_0) = \ln A + \ln C_3,$$

or

$$A = C_3 |\eta - \xi_0|^{\frac{\beta}{2(\beta-1)}}, \quad B = -\sigma^\beta A - 1, \quad \text{along } \xi = \xi_0. \quad (19)$$

Similarly along $\eta = \eta_0$ we have

$$\begin{aligned} & \beta \sigma^{\beta-1} \left(\frac{1}{2} \sigma^\beta \right) A + \sigma^\beta A_\xi - B_\xi = \\ & = \beta \sigma^{\beta-1} \frac{1}{2} A \sigma^\beta + 2\sigma^\beta A_\xi = 0. \end{aligned}$$

Therefore along $\eta = \eta_0$

$$A = C_4 |\eta_0 - \xi|^{\frac{\beta}{2(\beta-1)}}, \quad B = \sigma^\beta A. \quad (20)$$

Matching conditions (19) and (20) at the point $\xi = \xi_0$,

$\eta = \eta_0$ gives $C_3 = C_4$.

Thus, for the final problem solution we have to solve the equation (17) with the restricted conditions (19) and (20).

To solve this problem Riemann function is used. It looks as follows:

$$w(\xi_0, \eta_0; \xi, \eta) =$$

$$= \left(\frac{\xi_0 - \eta_0}{\xi_0 - \eta} \right)^\omega \left(\frac{\xi_0 - \eta_0}{\xi - \eta_0} \right)^\omega F(\omega, \omega; 1, t), \quad (21)$$

where $1 - t = \frac{(\xi - \eta)(\xi_0 - \eta_0)}{(\xi_0 - \eta)(\xi - \eta_0)}$; F is hypergeometric polynomial of the second row.

Suppose N is a random point from the $t_s PMQ$ domain (fig. 3). We will connect the point N with MP characteristics $NK - \xi_N$, and with QM characteristics $NL - \eta_N$. As a result the value of function A at the point N will equal

$$\begin{aligned} A(N) = A(M) w(M) + \int_{KM} w \left(-\frac{A\omega}{(\xi - \eta)} + A_\xi \right) d\xi + \\ + \int_{ML} w \left(\frac{A\omega}{(\xi - \eta)} + A_\eta \right) d\eta, \end{aligned}$$

where function w is determined by the formula (21).
+ formula will define the function B values in point N

$$B(N) = B(M)w(M) + \int_{KM} w \left(-\frac{B\omega}{(\xi - \eta)} + B_{\xi} \right) d\xi + \\ + \int_{ML} w \left(\frac{B\omega}{(\xi - \eta)} + B_{\eta} \right) d\eta.$$

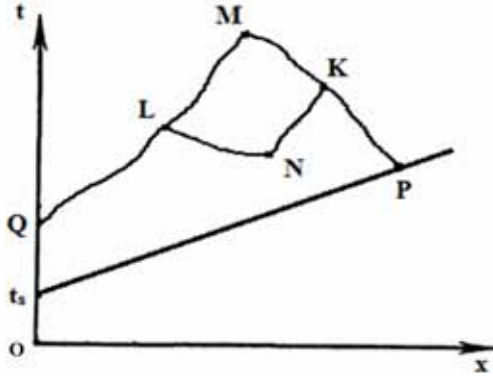


Fig. 3. The solution of the Cauchy problem

Рис. 3. Решение задачи Коши

Now from (18), taking into account the obtained relations we have

$$\oint_{t_5 PMQ} Adx - Bdt = \\ = \oint_{t_5 Q} Adx - Bdt + \oint_{Pt_5} Adx - Bdt + t_m - t_q = 0.$$

Hence, we have

$$t_m - t_q = \oint_{t_5 Q} Bdt - \oint_{Pt_5} Adx - Bdt.$$

Similar calculations help to find coordinates of x_m

$$x_m - x_q = \oint_{t_5 Q} Bdt - \oint_{Pt_5} Adx - Bdt.$$

Later, according to values v, σ at points Q and P knowing the relations along characteristics PM and QM , we will find values $v(x_m, t_m)$ and $\sigma(x_m, t_m)$.

In conclusion, we will consider the question of Cauchy problem solvability which always arise when solving the systems of non-linear differential equations. As it is known, Cauchy problem is solvable if each characteristics crosses the lines Qt_5 , t_5P only once [15]. Apparently, this question can as well be solved knowing the conservation laws. Suppose that characteristics QM cross the line t_5P at the point M (fig. 4). Then we get the conservation law

$$\oint_{t_5 MQ} Adx - Bdt = 0. \quad (22)$$

Suppose as before

$$A = C_3 |\eta - \xi_0|^{\frac{\beta}{2(\beta-1)}}, \quad B = -\sigma^{\beta} A - 1, \quad \text{along } \xi = \xi_0. \quad (23)$$

Then, from (22) we obtain identical to the above

$$t_m - t_q = \oint_{t_5 Q} Bdt - \oint_{Pt_5} Adx - Bdt. \quad (24)$$

If the equation is (24) solvable, we can find the intersection point of the characteristic and the initial curve. In this case the Cauchy problem is unsolvable. Equation (24) can be easily solved applying the method of successive approximations.

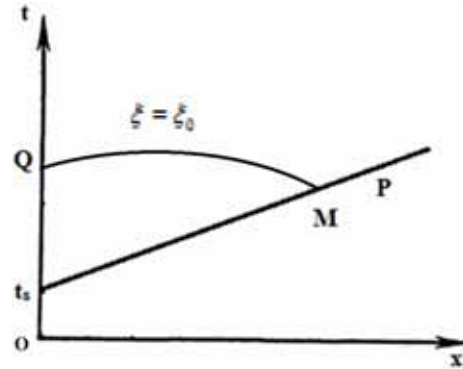


Fig. 4. Finding the intersection point of the characteristic and the curve on which the initial conditions are given

Рис. 4. Нахождение точки пересечения характеристики и кривой, на которой заданы начальные условия

Conclusion. Knowledge of conservation laws allowed to find coordinates of characteristics' points of intersection, and therefore to solve the problem discussed in the article. The case when one of characteristics crosses the line where initial conditions are set is considered. In this case, as we know, Cauchy problem cannot be solved. It leads to the procedure which, by means of conservation laws, allows to settle the issue of Cauchy problem solvability.

References

1. Neter E. [Invariant variational problems]. *Variatsionnye printsipy mekhaniki*. Moscow, Fizmatgiz Publ., 1959, P. 611–630 (In Russ.).
2. Vinogradov A. M., Krasil'shchik I. S., Lychagin V. V. *Simmetrii i zakony sokhraneniya* [Symmetries and conservation laws]. Moscow, Faktorial Publ., 1997, 464 p.
3. Vinogradov A. M. Local symmetries and conservation laws. *Acta appl. Math.* 1984, Vol. 2, No. 1, P. 21–78.
4. Senashov S. I. [On the laws of conservation of the equations of plasticity]. *Dokl. AN SSSR*. 1991, Vol. 320, No. 3, P. 606–608 (In Russ.).
5. Kiryakov P. P., Senashov S. I., Yakhno A. N. *Prilozhenie simmetriy i zakonov sokhraneniya dlya resheniya differentsial'nykh uravneniy* [The application of symmetries and conservation laws for the solution of differential equations]. Novosibirsk, SO RAN Publ., 2001, 192 p.
6. Senashov S. I., Vinogradov A. M. Symmetries and Conservation Laws of 2-Dimensional Ideal Plasticity. *Proc. of Edinb. Math. Soc.* 31, 1988, P. 415–439.

7. Senashov C. I., Gomonoova O. V., Yakhno A. N. *Matematicheskie voprosy dvumernykh uravneniy ideal'noy plastichnosti* [Mathematical problems of two-dimensional equations of ideal plasticity]. Krasnoyarsk, Sib. gos. aerokosmich. un-t, 2012, 139 p.
8. Senashov S. I., Cherepanova O. N., Kondrin A. V. [Ob uprugoplasticheskoy krucheni stержnya]. *Vestnik SibGAU*. 2013, No. 3(49), P. 100–103 (In Russ.).
9. Senashov S. I., Cherepanova O. N., Kondrin A. V. Elastoplastic Bending of Beam. *J. Siberian Federal Univ., Math. & Physics*. 2014, No. 7(2), P. 203–208.
10. Senashov S. I., Kondrin A. V., Cherepanova O. N. On Elastoplastic Torsion of a Rod with Multiply Connected Cross-Section. *J. Siberian Federal Univ., Math. & Physics*. 2015, Vol. 7(1), P. 343–351.
11. Senashov S. I., Filyushina E. V. [Analiticheskoe reshenie zadachi o volne nagruzki v uprugoplasticheskom stержne]. *Sb. nauchn. tr. "Dinamika sploshnoy sredy"*. Novosibirsk, 2012, Vol. 127, P. 94–97 (In Russ.).
12. Senashov S. I., Filyushina E. V. *Uprugoplasticheskie zadachi dlya ortotropnykh sred* [Elastic-plastic problems for orthotropic media]. Krasnoyarsk, SibGU Publ., 2017, 116 p.
13. Novatskiy V. *Volnovye zadachi teorii plastichnosti* [Wave problems of the theory of plasticity]. Moscow, Mir Publ., 1978, 307 p.
14. Stewart J. M. The Euler–Poisson–Darbous equations for relativists. *Gen. Relativ Gravit.* 2009, Vol. 2, P. 2045–2071.
15. Kachanov L. M. *Teoriya plastichnosti* [Theory of plasticity]. Moscow, Nauka Publ., 1969, 420 p.
4. Сенашов С. И. О законах сохранения уравнений пластичности // Докл. АН СССР. 1991. Т. 320, № 3. С. 606–608.
5. Киряков П. П., Сенашов С. И., Яхно А. Н. Приложение симметрий и законов сохранения для решения дифференциальных уравнений. Новосибирск : СО РАН, 2001. 192 с.
6. Senashov S. I., Vinogradov A. M. Symmetries and conservation Laws of 2-dimensional equations of ideal plasticity // *Proc. Edinburg Math. Soc.* 1988. Vol. 31. P. 415–439.
7. Сенашов С. И., Гомонова О. В., Яхно А. Н. Математические вопросы двумерных уравнений идеальной пластичности / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2012. 139 с.
8. Сенашов С. И., Черепанова О. Н., Кондрин А. В. Об упруго-пластическом кручении стержня // Вестник СибГАУ. 2013. № 3(49). С. 100–103.
9. Senashov S. I., Cherepanova O. N., Kondrin A. V. Elastoplastic Bending of Beam // *J. Siberian Federal Univ., Math. & Physics*. 2014. № 7(2). P. 203–208.
10. Senashov S. I., Kondrin A. V., Cherepanova O. N. On Elastoplastic Torsion of a Rod with Multiply Connected Cross-Section // *J. Siberian Federal Univ., Math. & Physics*. 2015. № 7(1). P. 343–351.
11. Сенашов С. И., Филлюшина Е. В. Аналитическое решение задачи о волне нагрузки в упруго-пластическом стержне // Динамика сплошной среды : сб. науч. тр. / Ин-т гидродинамики СО РАН. Новосибирск, 2012. Вып. 127. С. 94–97.
12. Сенашов С. И., Филлюшина Е. В. Упруго-пластические задачи для ортотропных сред / СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2017. 116 с.
13. Новацкий В. Волновые задачи теории пластичности. М. : Мир, 1978. 307 с.
14. Stewart J. M. The Euler–Poisson–Darbous equations for relativists // *Gen. Relativ Gravit.* 2009. Vol. 2. P. 2045–2071.
15. Качанов Л. М. Теория пластичности. М. : Наука, 1969. 420 с.

Библиографические ссылки

1. Нетер Э. Инвариантные вариационные задачи // Вариационные принципы механики. М. : Физматгиз, 1959. С. 611–630.
2. Виноградов А. М., Красильщик И. С., Лычагин В. В. Симметрии и законы сохранения. М. : Факториал, 1997. 464 с.
3. Vinogradov A. M. Local symmetries and conservation laws // *Acta appl. Math.* 1984. Vol. 2, № 1. P. 21–78.

© Senashov S. I., Savostyanova I. L.,
Filyushina E. V., 2018

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ ПО ПОЛУЧЕНИЮ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛИРУЕМОЙ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Ф. В. Танасиенко, Ю. Н. Шевченко, А. В. Делков, А. А. Кишкин, М. Г. Мелкозеров

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: spsp99@mail.ru

Рассматривается задача исследования с помощью расчетного алгоритма работы системы терморегулирования с жидкостным контуром (ЖК), включающей в себя трубы с текущим внутри рабочим телом, радиационный теплообменник, панели с размещенным на них тепловыделяющим оборудованием, насосы для прокачки рабочего тела, систему регулирования расхода.

Для разработки алгоритма расчета был произведен анализ и обоснование привлекаемых к расчету уравнений. Для моделируемой системы выделены влияющие параметры. В качестве исходных уравнений для моделирования используются уравнения, оказывающие значимое влияние на теплофизические параметры (температуру, расход, коэффициент теплоотдачи): закон Стефана–Больцмана для теплового излучения; закон теплоотдачи от стенки жидкостного контура в теплоноситель; уравнение теплоемкости теплоносителя; уравнение теплопроводности внутри панели от излучающей поверхности до поверхности теплообмена между рабочим телом и теплоносителем; уравнение расхода; критериальное уравнение для определения коэффициента теплоотдачи.

Для верификации алгоритма расчета были сопоставлены расчетные и экспериментальные данные по температурам теплоносителя ЖК для случаев зимнего и летнего солнцестояния. Результаты расчета имеют удовлетворительную сходимость с экспериментальными данными.

С использованием алгоритма расчета в рамках вычислительного эксперимента было оценено влияние на ЖК четырех влияющих параметров: тепловое выделение приборов модуля полезной нагрузки, расход рабочего тела, площадь излучающих панелей, тепловое выделение приборов модуля служебных систем.

Для каждого из указанных параметров устанавливались уровни воздействия. Так, например, для нагрузки приборов, размещенных в модуле служебных систем, в качестве уровней нагрузки рассматривались 0, 50, 100, 150 и 200 % от базовой нагрузки 915 Вт из экспериментального исследования.

Приведены постановка задачи исследования, описание алгоритма расчета, полученные расчетным путем данные, анализ результатов вычислительного эксперимента и выводы относительно степени влияния выделенных параметров на работу жидкостного контура.

Ключевые слова: алгоритм вычислений, балансовые уравнения, теплоноситель, состояние теплового равновесия, верификации, рассчитываемые параметры.

Siberian Journal of Science and Technology. 2018, Vol. 19, No. 2, P. 233–240

COMPUTATIONAL EXPERIMENT ON OBTAINING THE CHARACTERISTICS OF A THERMAL CONTROL SYSTEM OF SPACECRAFT

F. V. Tanasienko, Y. N. Shevchenko, A. V. Delkov, A. A. Kishkin, M. G. Melkozerov

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
E-mail: spsp99@mail.ru

The presented article is covered a research task for a thermal control system with a fluid circuit (FC) including tubes with a current of the working medium inside, a radiation heat exchanger, panels with heat-generating equipment placed on them, pumps for pumping the working fluid, a flow control system.

Analysis and justification of the equations involved in the calculation algorithm are presented. For the modeled system the influencing parameters are distinguished. As initial equations for modeling, equations that have a significant effect on the thermophysical parameters (temperature, flow, heat transfer coefficient) are used: the Stefan-Boltzmann law for thermal radiation; the law of heat transfer from the wall to the fluid; heat capacity equation; the equation of thermal conductivity inside the panel from the radiating surface to the surface of heat exchange between the working heat and the fluid; flow equation; criterial equation for determining the heat transfer coefficient.

To verify the calculation algorithm, the calculated and experimental data on the temperatures of the fluid for the winter and summer solstices were compared. The results of the calculation have a satisfactory convergence with the experimental data.

Using the calculation algorithm in the framework of the computational experiment we evaluated the effect on the FC of four influencing parameters: the heat release of the payload module, the flow rate of the working fluid, the area of the radiating panels, and the heat release of the service module.

For each of these parameters exposure levels were established. For example, for heat release of the service module, 0, 50, 100, 150 and 200 % of the base load of 915 W from the pilot study were considered as load levels.

The article presents the formulation of the research problem, the description of the calculation algorithm, the data obtained by calculation, the analysis of the results of the computational experiment, and conclusions on the degree of influence of the selected parameters on the operation of the FC.

Keywords: algorithm of calculations, balance equations, heat transfer, heat equilibrium, verification, calculated parameters.

Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-2-233-240

Введение. В настоящее время для расчета систем терморегулирования (СТР) широко используют программные пакеты, такие как ANSYS, Thermica, ESATAN-TMS, SINDA, Radsol и т. д. [1–3]. Однако большинство данных программ в качестве основного недостатка имеют свою высокую коммерческую стоимость. Кроме того, для них не всегда возможна интеграция со сторонними приложениями. 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.

В связи с этим большую научную и практическую значимость имеет задача разработки и создания собственных эффективных алгоритмов расчета характеристик жидкостного контура (ЖК) системы терморегулирования. Такой подход наряду с обеспечением открытости кода позволит выделить и учесть значимые теплофизические процессы и параметры, оказывающие влияние на работу системы. К таким параметрам, например, относится коэффициент теплоотдачи от жидкости в стенку, учет совместного действия процессов теплового излучения и теплопроводности для радиатора-излучателя и т. д. [4; 5].

Постановка задачи. Особенностью ЖК СТР, применяемых на космических аппаратах (КА), является их сложная гидравлическая схема, наличие большого числа разводов [6; 7]. Схема, представленная на рис. 1, используется при тепловвакуумных испытаниях ЖК СТР для верификации алгоритма [8]. Функционально схема состоит из пяти основных элементов: двух панелей модуля полезной нагрузки (МПН $\pm Z$), двух излучающих панелей ($\pm Z$), включенных в схему параллельно [9], модуля служебных систем (МСС).

Обозначение панелей $\pm Z$ означает размещение их на южной (+) и северной (–) части КА соответственно [10]. При тепловвакуумных испытаниях моделируются два случая воздействия на КА солнечной радиации – зимнее солнцестояние (ЗСС) и летнее солнцестояние (ЛСС). В случае ЗСС величина солнечной радиации составляет 137 Вт/м², под воздействие радиации попадают панели +Z и МПН +Z. В случае ЛСС величина

солнечной радиации составляет 147 Вт/м², под воздействие радиации попадают панели –Z и МПН –Z [8].

Постановка задачи исследования предполагает проведение вычислительного эксперимента с использованием разработанного авторами расчетного алгоритма. При этом в результате вычислений определяются температуры в базовых точках расчетной схемы (рис. 1) T1–T7, позволяющие судить о протекающих в системе теплообменных процессах.

Алгоритм расчета. Для разработки алгоритма вычислений параметров ЖК СТР в рамках настоящей статьи использовался принцип декомпозиции, согласно которому система разбивается на связанные элементы, каждый из которых рассматривается отдельно [11]. В этом случае появляется возможность рассматривать сложные системы с любой топологией.

Был произведен анализ и обоснование привлекаемых к расчету уравнений. В качестве исходных уравнений для моделирования используются уравнения, оказывающие значимое влияние на теплофизические параметры (температуру, расход, коэффициент теплоотдачи): закон Стефана–Больцмана для теплового излучения; закон теплоотдачи от стенки жидкостного контура в теплоноситель; уравнение теплоемкости теплоносителя; уравнение теплопроводности внутри панели от излучающей поверхности до поверхности теплообмена между рабочим теплом и теплоносителем; уравнение расхода; критериальное уравнение для определения коэффициента теплоотдачи [12; 13].

Каждый составной элемент системы разбивается на конечные элементы (КЭ), в пределах каждого КЭ параметры температуры считаются постоянными [14]. Для каждого КЭ решаются два баланса: на границе излучающей поверхности радиационного теплообменника (РТО) и на границе с рабочей жидкостью. Два баланса позволяют найти значения температуры РТО и теплового потока, воспринятого жидкостью.

Вследствие того, что система является замкнутой, необходимым условием нахождения решения является равенство параметров рабочей жидкости на входе и на выходе контура.

В настоящее время алгоритм описывает одномерные изменения параметров. Этого достаточно для упрощенного моделирования [14]. Двух- и трехмерные случаи целесообразно рассматривать с помощью

специализированного программного обеспечения (в частности, FreeFem, Code_Saturne и т. д.).

Для моделируемой системы в связи с большим объемом влияющих параметров можно ожидать получение сложных характеристических зависимостей при проведении вычислительного эксперимента. Главной целью их анализа в рамках исследования является повышение удельной величины производительности системы (отношение производительности к массе системы) [15].

Для расчета параметров исследуемой системы был разработан алгоритм вычислений. Ключевой особенностью алгоритма является согласование рассчитываемых параметров на границах участков с помощью балансовых уравнений [12–14]. Для нахождения решения используется метод обобщенного минимума, в котором решение системы уравнений находится путём минимизации невязки [16].

Результаты расчета по алгоритму имеют удовлетворительную сходимость к результатам экспериментальных исследований для случаев ЗСС и ЛСС. Сравнение расчетных и экспериментальных данных приведено в табл. 1.

Для проведения численных исследований используется план вычислительного эксперимента. План был разработан на основе анализа результатов расчетов для ЗСС и ЛСС с выделением существенно влияющих

параметров, среди которых необходимо отметить расход рабочего тела, величину тепловых нагрузок приборов, площадь излучающих поверхностей. Основные исследуемые в рамках вычислительного эксперимента параметры представлены в табл. 2.

Результаты численных исследований. Рассмотрим результаты и выводы вычислительных экспериментов по каждому из исследуемых параметров, приведенных в табл. 2. Основными расчетными величинами являются температуры рабочего тела в контрольных точках Т1–Т7 согласно расчетной схеме (рис. 1).

Эксперимент 1. Изменение приборной нагрузки МПН –Z

В рамках эксперимента изменялось тепловыделение приборов, размещенных на панели –Z МПН. В качестве уровней нагрузки рассматривались 0, 50, 100, 150 и 200 % от базовой нагрузки 3708 Вт из экспериментального исследования. Расчет проводился для случая ЗСС. Результаты вычислений приведены в табл. 3 и на рис. 2.

На рис. 2 представлен профиль температур по базовым точкам Т1, Т2, Т3, Т6, Т7 расчетной схемы. (При построении профиля точки Т4 и Т5 не учитывались, так как они находятся на параллельных ветвях и в сумме (при перемешивании потоков теплоносителя) дают точку Т6.)

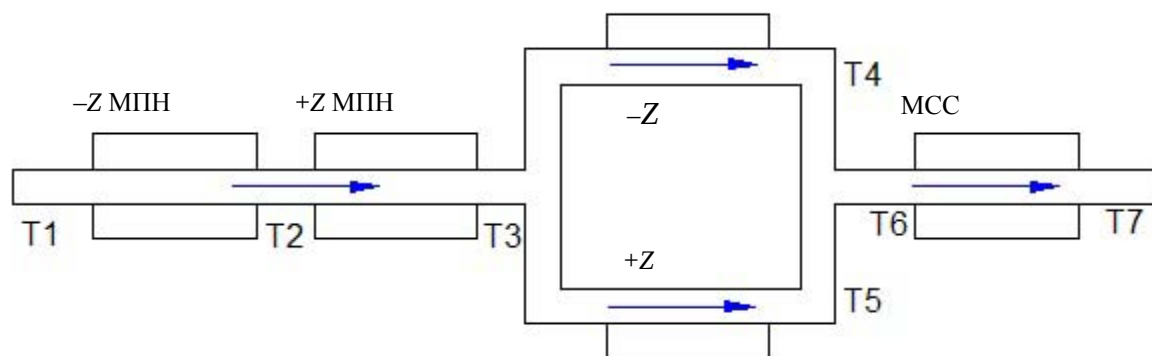


Рис. 1. Расчетная схема рассматриваемого ЖК СТР

Fig. 1. The design scheme of the FC of thermal control system

Таблица 1

Сравнение результатов расчета и эксперимента для ЛСС и ЗСС

Параметр	ЗСС, эксперимент, °C	ЗСС, расчет, °C	Отклонение, °C	Отклонение, %
Температура на выходе +Z	28,45	27,93	0,52	1,83
Температура на выходе –Z	31,80	30,21	1,59	5,00
Температура на входе в МПН	32,05	31,68	0,37	1,15
Температура на выходе в МПН	34,80	34,82	–0,02	–0,057
Параметр	ЛСС, эксперимент, °C	ЛСС, расчет, °C	Отклонение, °C	Отклонение, %
Температура на выходе +Z	31,05	30,84	0,21	0,67
Температура на выходе –Z	30,25	28,81	1,44	4,76
Температура на входе в МПН	31,05	29,84	1,21	3,89
Температура на выходе в МПН	34,80	35,29	0,49	1,41

Таблица 2

Основные исследуемые параметры

№ п/п	Параметр	Влияние на систему	Примечание
1	Тепловое выделение приборов МПН	При увеличении мощности приборов растет температура РТО При увеличении мощности требуется большая холодопроизводительность системы	Необходимо учитывать сложное взаимодействие тепловых потоков от приборов и от ЖК
2	Расход рабочего тела	Большой расход выравнивает перепады температур в различных точках ЖК Отсутствие расхода заставляет все элементы работать автономно друг от друга	Увеличение расхода выше расчетного является для системы негативным фактором: требуется больший запас рабочего тела и большая мощность насосов для перекачки
3	Площадь излучающих панелей	В зависимости от соотношения солнечного и излученного тепла панели может увеличивать или уменьшать производительность системы и среднюю температуру ЖК	Эффективность конструкции панели оценивается по величине удельной производительности
4	Тепловое выделение приборов МСС	Большое тепловыделение вызывает больший перепад температур в ЖК при прохождении МСС Большее тепловыделение приводит к необходимости большего теплосброса с РТО, а значит, ведет к повышению средней температуры по контуру ЖК	Оптимальной будет система, которая для широкого диапазона тепловыделений приборов на МСС сохраняет работоспособность и допустимые параметры температуры

Таблица 3

Результаты вычислений при изменении приборной нагрузки МПН –Z

№ п/п	Нагрузка, Вт	T1, °C	T2, °C	T3, °C	T4, °C	T5, °C	T6, °C	T7, °C
1	0	3,74	-7,24	-0,96	-5,85	-3,58	-4,71	3,74
2	1854	23,93	17,49	20,27	14,4	16,53	15,47	23,93
3	3708	38,86	35,81	36,01	29,38	31,4	30,39	38,86
4	5562	49,90	49,37	47,68	40,45	42,42	41,44	49,90
5	7416	58,99	60,69	57,29	49,57	51,48	50,53	58,99

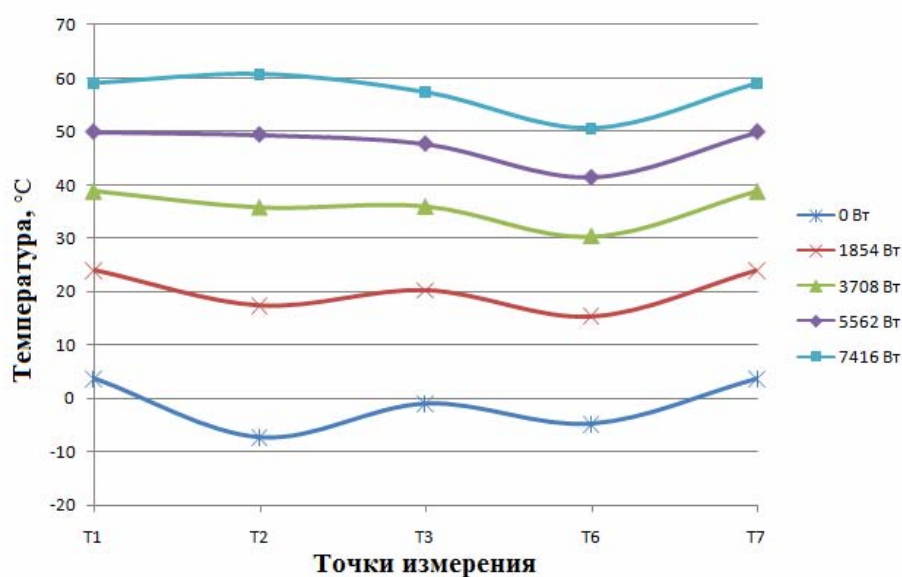


Рис. 2. Профили изменения температуры по длине ЖК при изменении нагрузки МПН –Z

Fig. 2. Profiles of the temperature change along the length of the FC with a change of heat load in payload module –Z

Из рассмотрения результатов эксперимента можно сделать следующие выводы:

1. Видно, что при увеличении нагрузки растет средняя температура ЖК. Это связано с нагревом жидкости под действием тепла, а также с необходимостью теплоотвода излучением больших тепловых мощностей, а значит, и повышением температуры РТО.

2. При росте тепловой нагрузки меняется характер подвода тепла к ЖК на первом участке: при низких мощностях жидкость охлаждается, при больших – нагревается. Равновесие в процессе наступает при мощности нагрузки ~5600 Вт. При этом устанавливается тепловой баланс системы: величина излучения составляет также 5600 Вт. Температура РТО сравнивается с температурой ЖК, а жидкость не получает изменения температуры при протекании через панель.

3. На панели –Z всегда наблюдается охлаждение. Это связано с тем, что там нет тепловой нагрузки от приборов и солнечного излучения, и все тепло излучается в космос.

4. Суммарно на панелях $\pm Z$ в данном эксперименте всегда наблюдается охлаждение жидкости. Это означает, что интенсивность излучения при достигнутых температурах излучающих поверхностей на панелях $\pm Z$ превышает значение солнечного потока.

Эксперимент 2. Изменение расхода теплоносителя

В рамках эксперимента изменялся расход теплоносителя, прокачиваемого через контур. В качестве уровней расхода рассматривались 0, 50, 100, 200 и 400 % от базового расхода $100 \text{ см}^3/\text{с}$ из эксперимен-

тального исследования. Расчет проводился для случая ЗСС. Результаты представлены в табл. 4 и на рис. 3.

На рис. 3 аналогично представлен профиль температур по базовым точкам T1, T2, T3, T6, T7 расчетной схемы.

Из рассмотрения результатов эксперимента можно сделать следующие выводы:

1. Чем меньше расход теплоносителя, тем больше перепад температур по длине ЖК.

2. При чрезмерных расходах колебания температуры по длине ЖК малоощутимы, система приходит в состояние теплового равновесия для заданной тепловой нагрузки.

3. Сопоставление предыдущих двух пунктов приводит к заключению о том, что для каждого расчетного случая можно определить оптимальное значение расхода, при котором обеспечивается заданная производительность, и температурные перепады по длине ЖК допустимы.

Эксперимент 3. Изменение площади РТО для МПН $\pm Z$

В рамках эксперимента изменялись площади радиационных поверхностей на панелях МПН +Z и МПН –Z. В качестве уровней для площади рассматривались 50, 100, 150 и 200 % от базовой площади $8,9 \text{ м}^2$ из экспериментального исследования. Эти уровни рассматривались в различных сочетаниях для панелей МПН +Z и МПН –Z. Расчет проводился для случая ЗСС. Результаты представлены в табл. 5 и на рис. 4.

Таблица 4

Результаты вычислений при изменении расхода

№ п/п	Расход, $\text{см}^3/\text{с}$	T1, °C	T2, °C	T3, °C	T4, °C	T5, °C	T6, °C	T7, °C
1	0	71,96	29,51	34,72	-16,37	0,48	-7,94	71,96
2	50	41,69	35,24	35,62	22,69	26,69	24,69	41,69
3	100	38,86	35,81	36,01	29,38	31,4	30,39	38,86
4	200	36,99	35,48	35,58	32,23	33,25	32,74	36,99
5	400	35,99	35,24	35,29	33,6	34,12	33,86	35,99

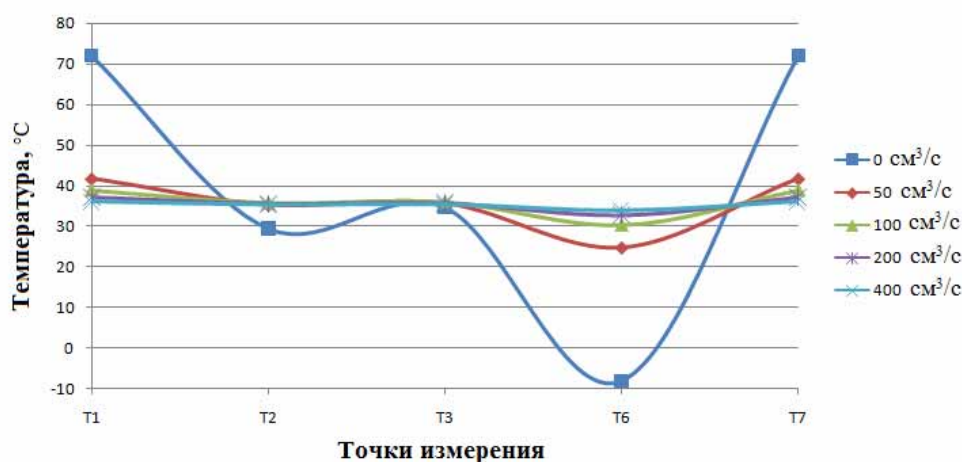


Рис. 3. Профили изменения температуры по длине ЖК при изменении расхода

Fig. 3. Profiles of temperature change along the length of the FC when the flow rate is changed

Таблица 5

Результаты вычислений при изменении площади панелей

№ п/п	-Z МПН, м ²	+Z МПН, м ²	T1, °C	T2, °C	T3, °C	T4, °C	T5, °C	T6, °C	T7, °C
1	4,45	4,45	81,95	80,87	81,61	72,59	74,38	73,48	81,95
2	4,45	8,9	58,97	60,67	57,27	49,55	51,46	50,51	58,97
3	8,9	8,9	38,86	35,81	36,01	29,38	31,4	30,39	38,86
4	13,35	8,9	26,95	21,17	23,45	17,43	19,53	18,48	26,95
5	13,35	13,35	16,89	12,64	12,95	7,43	9,6	8,58	16,89
6	17,8	17,8	1,96	-3,12	-2,83	-7,64	-5,35	-6,48	1,96

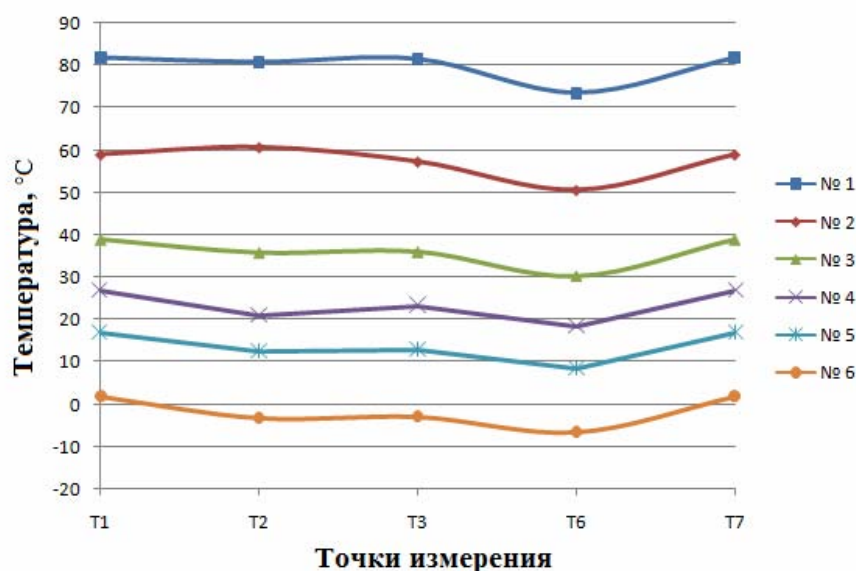


Рис. 4. Изменение температуры в различных точках ЖК при изменении площади поверхности РТО

Fig. 4. Change in temperature at various points of FC with a change of surface area of the radiation heat exchanger

На рис. 4 аналогично представлен профиль температур по базовым точкам T1, T2, T3, T6, T7 расчетной схемы.

Из табл. 5 и графика на рис. 4 видно, что при увеличении площади РТО температура теплоносителя ЖК падает.

Эксперимент 4. Изменение нагрузки МСС

В рамках эксперимента изменялась нагрузка приборов, размещенных в модуле служебных систем МСС.

В качестве уровней нагрузки рассматривались 0, 50, 100, 150 и 200 % от базовой нагрузки 915 Вт из экспериментального исследования. Расчет проводился

для случая ЗСС. Результаты представлены в табл. 6 и на рис. 5.

На рис. 5 аналогично представлен профиль температур по базовым точкам T1, T2, T3, T6, T7 расчетной схемы.

Нагрузка МСС оказывает на систему влияние, аналогичное нагрузке приборов МПН. Необходимо отметить, что при высоких значениях нагрузки МСС (>1370 Вт) на всех панелях наблюдается охлаждение теплоносителя ЖК, что связано с высокой средней температурой теплоносителя и преобладанием теплового излучения с панелей над величиной падающего солнечного излучения.

Таблица 6

Результаты вычислений при изменении нагрузки МСС

№ п/п	Нагрузка МСС, Вт	T1, °C	T2, °C	T3, °C	T4, °C	T5, °C	T6, °C	T7, °C
1	0	10,75	11,69	15,31	9,6	11,38	10,75	10,75
2	457	24,84	23,78	25,69	19,5	21,65	20,61	24,84
3	915	38,86	35,81	36,01	29,38	31,4	30,39	38,86
4	1372	52,7	47,81	46,25	39,11	41,08	40,09	52,7
5	1830	66,7	59,8	56,3	48,85	50,76	49,80	66,7

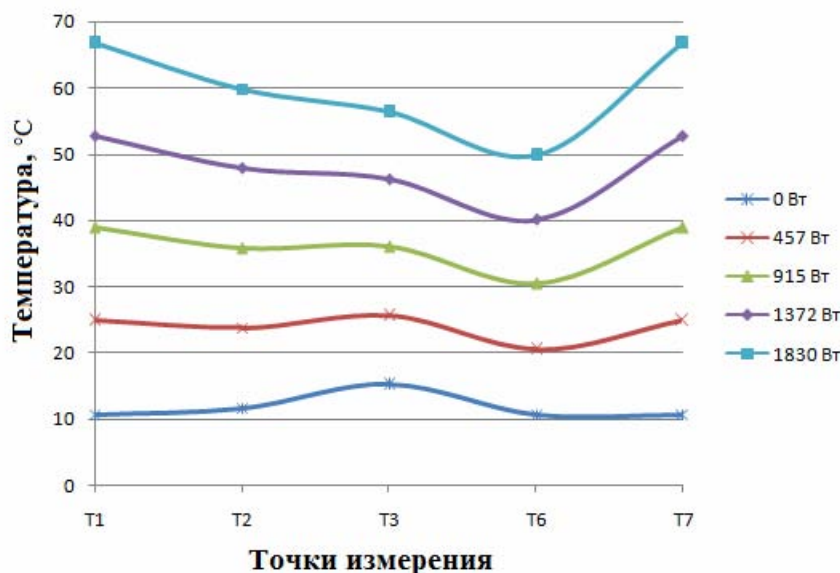


Рис. 5. Профили изменения температуры по длине ЖК при изменении нагрузки МСС

Fig. 5. Profiles of the temperature change along the length of the FC with a change in the heat load of the service system module

Закключение. На основании анализа приведенных результатов вычислительного эксперимента для ЖК СТР КА можно сделать следующие выводы. Изменение средней температуры теплоносителя ЖК обусловлено изменением отводимой тепловой нагрузки, что связано с нагревом жидкости под действием тепла, а также с необходимостью теплоотвода излучением больших тепловых мощностей, а значит, и повышением температуры РТО.

Расход теплоносителя определяет величину перепада температур по длине ЖК. Чем больше расход, тем меньше перепад температур по длине ЖК. При чрезмерных расходах колебания температуры по длине ЖК малоощутимы, система приходит в состояние теплового равновесия для заданной тепловой нагрузки.

При изменении площади излучающих панелей $\pm Z$ изменяется характер теплоотвода от ЖК: при малых площадях жидкость нагревается, при больших – охлаждается; чем больше площадь МПН – Z, тем больше тепла уходит из системы с помощью излучения и тем ниже становится средняя температура теплоносителя ЖК.

Нагрузка МСС оказывает на систему влияние, аналогичное нагрузке приборов МПН. Необходимо отметить, что при высоких значениях нагрузки МСС на всех панелях наблюдается охлаждение теплоносителя ЖК, что связано с высокой средней температурой теплоносителя и преобладанием теплового излучения с панелей над величиной падающего солнечного излучения.

Серия вычислительных экспериментов, проведенная с использованием разработанных авторами математической модели и алгоритма расчета, отражает гибкость модели, адекватную реакцию на изменение внешних факторов и возможность сравнения параметров СТР по участкам ЖК с целью выявления значимых.

Библиографические ссылки

1. Meseguer J., Perez-Grande I., Sanz-Andres A. *Spacecraft thermal control*. Cambridge, UK : Woodhead Publishing Limited, 2012. 413 p.
2. Davies M. *Standard Handbook for Aeronautical and Astronautical Engineers*. McGraw-Hill, 2003. 1952 p.
3. Thunnissen D. P., Au S. K., Tsuyuki G. T. Uncertainty Quantification in Estimating Critical Spacecraft Component Temperatures // *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2007. Vol. 21, No. 2. P. 422–430.
4. Delcov A. V., Hodenkov A. A., Zhuikov D. A. Numerical modeling and analyzing of conjugate radiation-convective heat transfer of fin-tube radiator of spacecraft // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2015. Vol. 93, No. 012007.
5. Алексеев В. А., Малоземов В. В. Обеспечение теплового режима радиоэлектронного оборудования космических аппаратов. М. : МАИ, 2001. 52 с.
6. Gilmore D. G. *Spacecraft thermal control handbook*. The Aerospace Corporation Press, 2002. 413 p.
7. Малоземов В. В. Тепловой режим космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1980. 232 с.
8. Разработка и термовакuumные испытания тепловых экранов для защиты электропривода механического блока от эффекта «солнечная ловушка» / А. Ю. Вшивков [и др.] // *Вестник СибГАУ*. 2012. № 5 (45). С. 116–122.
9. Sengil N., GURSOY Z. E. Parallel Full Approximation Scheme for Space Radiators // *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2018. Apr 12. P. 1–5.
10. Thermal Aspects of Satellite Downscaling / H. V. Weeren [et al.] // *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2009. Vol. 23, No. 3. P. 592–600.
11. Aliev A., Mishchenkova O., Lipanov A. *Mathematical Modeling and Numerical Methods in Chemical Physics and Mechanics*. Apple Academic Press, 2016. 564 p.

12. Delcov A. V., Hodenkov A. A., Zhuikov D. A. Mathematical modeling of single-phase thermal control system of the spacecraft // *Proceedings of 12th Intern. Conf. on Actual Problems of Electronic Instrument Engineering, APEIE 2014*. 2014. P. 591–593.

13. Analysis of efficiency of systems for control of the thermal regime of spacecraft / A. V. Delkov [et al.] // *Chemical and Petroleum Engineering*. 2016. № 9. P. 714–719.

14. Проектная оптимизация теплотехнических систем, работающих по замкнутому контуру / А. А. Кишкин [и др.] // *Вестник СибГАУ*. 2012. № 5(45). С. 34–38.

15. Крушенко Г. Г., Голованова В. В. Совершенствование системы терморегулирования космических аппаратов // *Вестник СибГАУ*. 2014. № 3 (55). С. 185–189.

16. Бахвалов Н. С., Жидков Н. П., Кобельков Г. М. Численные методы. М. : Наука, 1987. 600 с.

References

1. Meseguer J., Perez-Grande I., Sanz-Andres A. *Spacecraft thermal control*. Woodhead Publishing Limited, Cambridge, UK, 2012, 413 p.

2. Davies M. *Standard Handbook for Aeronautical and Astronautical Engineers*. McGraw-Hill, 2003, 1952 p.

3. Thunnissen D. P., Au S. K., Tsuyuki G. T. Uncertainty Quantification in Estimating Critical Spacecraft Component Temperatures. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2007, Vol. 21, No. 2, P. 422–430.

4. Delcov A. V., Hodenkov A. A., Zhuikov D. A. Numerical modeling and analyzing of conjugate radiation-convective heat transfer of fin-tube radiator of spacecraft. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2015, Vol. 93, No. 012007. (<http://iopscience.iop.org/1757-899X/93/1/012007>).

5. Alekseev V. A., Malozemov V. V. *Obespechenie teplovogo rezhima radioelektronnogo oborudovanie kosmicheskikh apparatov* [Providing the thermal regime of radio electronic equipment for spacecrafts]. Moscow, MAI Publ., 2001, 52 p.

6. Gilmore D. G. *Spacecraft thermal control handbook*. The Aerospace Corporation Press. 2002, 413 p.

7. Malozemov V. V. *Teplovoy rezhim kosmicheskikh apparatov* [Thermal regime of spacecrafts]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980, 232 p.

8. Vshivkov A. Yu., Tanasienko F. V., Golovenkin E. N., Yurtaev E. V. [Development and thermovacuum testing of thermal shields to protect the electric drive of the mechanical unit from the “Solar trap” effect]. *Vestnik SibGAU*. 2012, No. 5 (45), P. 116–122 (In Russ.).

9. Sengil N., Gursoy Z. E. Parallel Full Approximation Scheme for Space Radiators. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2018, Apr. 12, P. 1–5.

10. Weeren H. V., Brake M. T., Hamann R. J., Holl G., Price S. Thermal Aspects of Satellite Downscaling. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2009, Vol. 23, No. 3, P. 592–600.

11. Aliev A., Mishchenkova O., Lipanov A. Mathematical Modeling and Numerical Methods in Chemical Physics and Mechanics Apple Academic Press. 2016, 564 p.

12. Delcov A. V., Hodenkov A. A., Zhuikov D. A. Mathematical modeling of single-phase thermal control system of the spacecraft. *Proceedings of 12th International Conference on Actual Problems of Electronic Instrument Engineering*. 2014, Apr. 2014, P. 591–593.

13. Delkov A. V., Kishkin A. A., Lavrov N. A. et al. Analysis of efficiency of systems for control of the thermal regime of spacecraft. *Chemical and Petroleum Engineering*. 2016, No. 9, P. 714–719.

14. Kishkin A. A., Delkov A. V., Zuev A. A. et al. [Project optimization of heat engineering systems operating in a closed loop]. *Vestnik SibGAU*. 2012, No. 5(45), P. 34–38 (In Russ.).

15. Krushenko G. G., Golovanova V. V. [Perfection of the system of thermal regulation of spacecraft]. *Vestnik SibGAU*. 2014, No. 3 (55), P. 185–189 (In Russ.).

16. Bakhvalov N. S., Zhidkov N. P., Kobel'kov G. M. *Chislennyye metody* [Numerical methods]. Moscow, Nauka Publ., 1987, 600 p.

© Танасиенко Ф. В., Шевченко Ю. Н., Делков А. В., Кишкин А. А., Мелкозеров М. Г., 2018

РАЗДЕЛ
PART
2



АВИАЦИОННАЯ
И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ
ТЕХНИКА

AVIATION
AND SPACECRAFT
ENGINEERING



INCREASE OF DATA TRANSMISSION EFFICIENCY IN AIRCRAFT SATELLITE MONITORING

A. R. Akzigitov*, A. S. Andronov, R. A. Akzigitov, V. V. Peremishlennikov, D. V. Dmitriev

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarsky Rabochny Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
* E-mail: aakzigitov88@mail.ru

Satellite systems are one of the most common methods of tracking various objects around the world. There are various types of satellite systems for different purposes, but their common feature is data transmission by radio signal. The atmosphere of our planet is nonuniform and its every layer has some characteristics which impede data transmission. In case of insufficient power supply the transmission is practically impossible. That is why there should be worked out special methods and algorithms able to mitigate the atmospheric effect on the signals of the aircraft monitoring devices. The ionosphere, in particular, is the main cause of errors in determining the object's location. For "Iridium" satellites that receive signals from "Iridium 9602" module at frequency of 1616–1625.5 MHz the ionosphere influence induces the alteration of the signal power due to the inhomogeneity of charged particles. The article presents the calculation of attitude data transmission loss in space as they are transmitted by "Iridium 9602" transceiver up to heights of 450, 500 and 600 km.

The proposed method is based on modeling the current map of the total electronic content of the ionosphere. On the basis of this model, a correction of determining the monitored object's location can be made. Today there are several centers performing calculation of total electronic content of the ionosphere. The calculation results are in free access. Thus, having the initial data obtained from the maps of the total electronic content of the ionosphere and the algorithm for making corrections, it is possible to correct the data while solving navigation problems. In particular, the GEMTEC model can be used, as its source of data is a map of total electronic content of the atmosphere.

Keywords: Iridium, monitoring, ionosphere, GEMTEC, error.

Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 2. С. 242–245

**ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ
ПРИ СПУТНИКОВОМ МОНИТОРИНГЕ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ**

А. Р. Акзигитов*, А. С. Андронов, Р. А. Акзигитов, В. В. Перемышленников, Д. В. Дмитриев

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
*E-mail: aakzigitov88@mail.ru

Спутниковые системы – один из наиболее распространенных методов отслеживания различных объектов по всему миру. Существуют различные виды спутниковых систем различного назначения, но их общей чертой является передача данных посредством радиосигналов. Атмосфера нашей планеты неоднородна, и каждый ее слой имеет ряд характеристик, которые затрудняют передачу данных, а в случае недостаточной мощности передачи – попросту делают невозможным. Следовательно, необходимо наличие методов и алгоритмов, которые смягчали бы воздействие атмосферы на сигналы устройства мониторинга воздушных судов. В частности, главной причиной погрешности при определении местоположения является слой ионосферы. Для спутников Iridium, осуществляющих прием сигналов от модуля Iridium 9602 с частотой 1616–1625,5 МГц, влияние ионосферы будет заключаться в изменении мощности сигнала из-за неоднородности заряженных частиц. Представлен расчет потерь в свободном пространстве при передаче данных местоположения через трансивер Iridium 9602 на высоты 450, 500 и 600 км.

Предлагаемый для применения метод основан на моделировании текущей карты полного электронного содержания ионосферы. На основе модели вносится коррекция при определении местоположения объекта мониторинга. На сегодняшний день существуют несколько центров, осуществляющих расчет полного электронного содержания ионосферы. Результаты расчетов находятся в свободном доступе. Таким образом, имея исходные данные, полученные по картам полного электронного содержания ионосферы, и алгоритм для коррекции, можно осуществлять поправку данных при решении задачи навигации. Конкретно, предлагается использовать модель GEMTEC, исходными данными для которой является карта полного электронного содержания атмосферы.

Ключевые слова: Iridium, мониторинг, ионосфера, GEMTEC, погрешность.

Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-2-242–245

Introduction. Satellite systems have found their proper place among modern communication systems. In these systems, the satellite is used as a relay station. These systems are divided into several types depending on the available equipment and the orbit altitude. Depending on the constellation configuration and currently performing hardware, the system can retransmit instantaneously or with a certain delay, if a memory module is available [1; 2]. However, the common feature of these systems is data transmission in the form of information packages. At present, there is a number of systems using low-orbit satellites. The most common of them are “Iridium”, “Globalstar” and “Gonets”. The difference between these systems lies in the number of satellites used and the implementation of the constellation configuration. The “Iridium” system is of the greatest interest, as its coverage is almost 100 %, which is most preferable for aviation monitoring purposes [2; 3]. Monitoring of moving objects is essential for search and rescue activities; quick location of aircraft crash site allows not only to save human life, but also to significantly reduce the cost of rescue operation. However, the use of any satellite system presents certain challenges, for instance, ensuring the reliability of data transmission. The main factors affecting the reliability are natural and technical. Natural factors are the influence of the atmosphere and other natural effects. Technical factors are mainly the malfunction of equipment and incorrect decoding. There is a need to eliminate errors and mistakes and provide a balanced transmission line “Aircraft – Iridium – Earth” with a sufficient supply of power potential for transmission.

Technical factors and ionospheric effects. Malfunction of the computer or of the installed program is the major factor that influences the reliability of data transmission. Modern systems, such as “Iridium”, use a variety of protocols for data transfer; that requires the use of high-volume programs for protocol decoding. Generally, the solution of this problem is installation of advanced software with incorporated security and control systems. The effects are caused by the presence of charged particles, namely ions in the atmosphere. These particles cause signal delay [3–5]. The extent of delay varies depending

on solar activity and location. The density of ions in the atmosphere is non-uniform, which makes it impossible to calculate the precise effect. In case of the “Iridium” system the frequency range of which is within the L-band, ionospheric effects considerably influence the search of the satellite location [6].

Tropospheric effects. Troposphere is the layer of the atmosphere at altitudes up to 10 km above sea level. It is mainly this layer causes attenuation of the signal due to the existence of the effect called “eye of troposphere”, namely presence of water vapour, rain and clouds causing the attenuation [6].

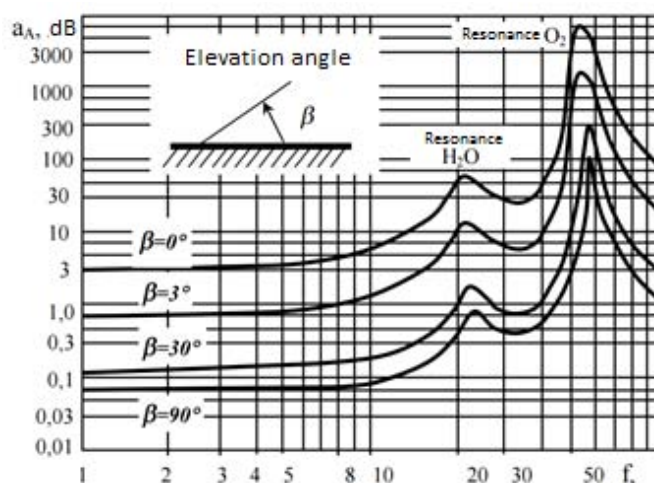
“Iridium” power calculation. “Iridium 9602” transceiver is used for data transmission to satellite. The transceiver is a part of the device being developed under surveillance of the Ministry of Emergency Situations, “Iridium” is a series device using GPS technology [7–9]. Further technical calculations and solutions of the above-mentioned problems related to ensuring the reliability of the transmission for devices of this type will also be cited. Since the calculation of power characteristics involves numerous variables caused by nonuniformity of the atmosphere, we will regard it as uniform, and the effect of the Earth as negligible. Then the total feeder loss will not exceed 2 dB. The following two basic equations describe the power balance. Equivalent isotropically radiated power [10; 11]:

$$P_s = G_n^* + 10 \lg(P_n \eta_n), \quad (1)$$

where P_n is the power of the transmitter; η_n is the power transmission coefficient of the transmitting station feeder path; G_n^* is the gain of the transmitting antenna in dB. The quality factor of the receiving station [11; 12]:

$$\frac{G}{T} = G_{\text{ип}}^* + 10 \lg T_{\Sigma}, \quad (2)$$

where T_{Σ} is the total equivalent noise temperature of the receiving station reduced to the antenna input; $G_{\text{ип}}^*$ is the receiving antenna gain in dB. These two expressions fully characterise the communication line. Accordingly, the frequency attenuation lines appear as in the following figure.



Frequency characteristics of attenuation in the atmosphere

Частотные характеристики затухания в атмосфере

These expressions determine the main performance characteristics of the equipment, specifying the potential power reserve for data transmission [12]. For the monitoring device developed under supervision of the Ministry of Emergency Situations, the loss figures in different satellite orbits are given in table, assuming that the transmission power of “Iridium 9602” transceiver equals to 1 dB·W; that was calculated using the equation [12; 13]:

$$P_{\Pi} = \eta_{\Pi} \cdot P_B. \quad (3)$$

Space loss of “Iridium9602” transceiver Iridium 9602

r , km	L , dB
450	-149.93
500	-150.85
600	-152.43

Error reduction methods. The use of the GEMTEC model is one of the solutions. The method is based on application of natural orthogonal functions, the source data of which is in the distribution of electronic data loss coefficient in the atmosphere [13]. This method involves the consideration of variables and their complete account for the navigation system. The variables' values are transmitted together with the message; further corrections are made by the appropriate algorithm at least once every 6 days. Let us consider the main equations of this method. Let N be a set of measurements for $f(n, x)$ value, depending on a set of factors. In each set, the variable x takes a certain value, and other factors are taken as constants. The expansion for each set takes the form of the equation [14]:

$$f^n(x) = \sum_{i=1}^{i_0} b_i^n y_i(x), \quad (4)$$

where $y_i(x)$ are natural orthogonal functions identical for all datasets, and b_i^n are expansion coefficients that characterise the dataset of n number and independent of x . The coefficients b_i^n supply the values of all factors except the x factor. The system of orthogonal functions in general can be found by means of matrixes, under condition $Ay_i = \lambda_i y_i$, where y_i are orthogonal functions and A is a matrix size of $k_0 * k_0$ [14]:

$$A = \{A_{kp}\} = \left\{ \sum_{n=1}^N f_k^n f_p^n \right\} = \begin{pmatrix} \sum_{n=1}^N f_1^n f_1^n & \sum_{n=1}^N f_1^n f_2^n & \sum_{n=1}^N f_1^n f_{k_0}^n \\ \dots & \dots & \dots \\ \sum_{n=1}^N f_{k_0}^n f_1^n & \sum_{n=1}^N f_{k_0}^n f_2^n & \sum_{n=1}^N f_{k_0}^n f_{k_0}^n \end{pmatrix}. \quad (5)$$

The second method to be analyzed here is a graphic method. This method implies using root mean-square values of the carrier and the code. When we add the averaging of the code range and carrier phase, the main equation takes the form [15]:

$$P = \frac{P_r + \Phi_{L1}}{2}, \quad (6)$$

where P_r is the value of pseudo-range; Φ_{L1} is the phase range of carrier frequency L_1 . In this equation the combined measurement no longer depends on the ionospheric delay and shows the noise level. However, there is a drawback code measurement errors considerably affect the final results. This method is preferable in real-time mode or in the processing of already obtained data [15].

Conclusion. With allowance for the operation of transmitting and receiving equipment in balanced radio link, the average deviation of the object's positioning data will have an error of ± 50 m. With the use of error mitigation techniques, errors in the data on the Earth artificial satellite's actual position will be less in value. The reliability of the data will be higher due to the minimum of losses in information packages and shorter delay time on the “Satellite-Aircraft” link. Together with the application of GEMTEC method, deviations will be ± 5 m. It is possible to minimise losses and delays using the offered operational model, allowing for the use of additional differentiation algorithms to make the model work in real-time mode. The graphic method is more suitable for research analysis of the data already available.

References

1. Abolits A. I. *Sistemy sputnikovoy svyazi. Osnovy strukturno-parametricheskoy teorii i effektivnost'* [Satellite communication systems. Fundamentals of structural-parametric theory and efficiency]. Moscow, ITIS Publ., 2004, 426 p.
2. *IRIDIUM. Uslugi peredachi dannykh kompanii Iridium. Belaya kniga. Versiya 1.1.2* [IRIDIUM. Data transmission services of “Iridium”. White Paper. Version 1.1.2] (In Russ.). Available at: http://iridium.stecom.ru/wp-content/uploads/2012/09/Iridium-Data-Services-White-Paper-11.1.2_RU.pdf (accessed 15.04.2016).
3. Lazarev A. I., Nechaev E. E. [Status and development of satellite communication and navigation systems]. *Nauchnyy vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta grazhdanskoy aviatsii*. 2010, No. 159, P. 32–43 (In Russ.).
4. *Multi-Link Iridium Satellite Data Communication System*. Available at: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.129.3230&rep=rep1&type=pdf> (accessed 17.04.2016).
5. *Error Sources*. Available at: <http://www.novatel.com/an-introduction-tognss/chapter-4-gnss-error-sources/error-sources/> (accessed 17.04.2016).
6. Hutorova O. G. *Zondirovanie atmosfery i ionosfery radiosignalami sputnikovoykh navigatsionnykh sistem* [Sounding of the atmosphere and ionosphere with radio signals of satellite navigation systems]. Kazan, Kazan Federal University Publ., 2011, 117 p.
7. Tanjila F. Performance Analysis of Low Earth Orbit (LEO) Satellite Link in the presence of Elevation Angle, Fading, And Shadowing. Bangladesh, BRAC University Publ., 2009, 66 p.
8. Zaharov F. N., Krutikov M. V. [Comparison of accuracy of navigation signal time delay in different models of refractive index vertical profile]. *Doklady Tomskogo gosudarstvennogo universiteta system upravleniya i ra-*

dioelektroniki [Reports of Tomsk state university of control systems and radio electronics]. Tomsk, TUSUR, 2014, P. 7–12 (In Russ.).

9. Kacura A. V., Akzigiov A. R., Andronov A. S., Stokov D. E. et al. [Development of onboard device for aircraft satellite monitoring]. *Vestnik SibGAU*. 2016, Vol. 17, No. 1, P. 125–130 (In Russ.).

10. Tsisar L. [The best satellite communication expands standards]. *Tekhnologii i sredstva svyazi*. 2008, No. 64, P. 40–42 (In Russ.).

11. *Iridium 9602 SBD Transceiver Developer's Guide. Revision 6.0*. Available at: <http://nearspace.ru/doc/Iridium-9602-SBD-Transceiver-Product-Developers-Guide.pdf> (accessed 18.04.2016).

12. Dorezyuk N. I. [Recommendations for the choice and operation of feeders]. *INFORMOST – radioelektronika i telekommunikatsii*. 2002, No. 5(23), P. 1–8 (In Russ.).

13. Bylinin K. E., Gorbachev O. A., Ivanov V. B., Gefan G. D. [Global empirical model of ionospheric error correction in satellite navigation systems]. *Nauchnyy vestnik MSTU CA*. 2011, No. 171, P. 151–156 (In Russ.).

14. Najman P. Nature of the GNSS ionospheric error and modeling of mid-latitudes ionospheric structures in relation to the space weather. *Kvalifacijski Doktorski Ispit*, August 2012.

15. Ivanov V. B., Gorbacev O. A., Gefan G. D. The GEMTEC Model: Assessment of Quality of Ionospheric Correction in Satellite Radio Navigation Systems. *Consumer Electronics Times*. 2012, Vol. 1, No. 3, P. 43–46.

Библиографические ссылки

1. Аболиц А. И. Системы спутниковой связи. Основы структурно-параметрической теории и эффективность. М. : ИТИС, 2004. 426 с.

2. IRIDIUM. Услуги передачи данных компании Iridium. Белая книга. Версия 1.1.2 [Электронный ресурс]. URL: http://iridium.steccom.ru/wp-content/uploads/2012/09/Iridium-Data-Services-White-Paper-11.1.2_RU.pdf (дата обращения: 15.04.2016).

3. Лазарев А. И., Нечаев Е. Е. Состояние и развитие спутниковых систем связи и навигации // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2010. № 159. С. 32–43.

4. Multi-Link Iridium Satellite Data Communication System [Электронный ресурс]. URL: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1>

.129.3230&rep=rep1&type=pdf (дата обращения: 17.04.2016).

5. Error Sources [Электронный ресурс]. URL: <http://www.novatel.com/an-introduction-to-gnss/chapter-4-gnss-error-sources/error-sources/> (дата обращения: 17.04.2016).

6. Хуторова О. Г. Зондирование атмосферы и ионосферы радиосигналами спутниковых навигационных систем. Казань : Изд-во Казан. федер. ун-та, 2011. 117 с.

7. Tanjila F. Performance Analysis of Low Earth Orbit (LEO) Satellite Link in the presence of Elevation Angle, Fading, and Shadowing. Bangladesh : BRAC University publ., 2009. 66 p.

8. Захаров Ф. Н., Крутиков М. В. Сравнение точности времени задержки навигационных сигналов при использовании различных моделей высотного профиля индекса преломления // Доклады Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники. 2014. № 2 (32). С. 7–12.

9. Разработка бортового устройства спутникового мониторинга воздушных судов / А. В. Капура [и др.] // Вестник СибГАУ. 2016. Т. 17, № 1. С. 125–130.

10. Цисар Л. Лучшая спутниковая связь расширяет стандарты // Технологии и средства связи. 2008. № 64. С. 40–42.

11. *Iridium 9602 SBD Transceiver Developer's Guide. Revision 6.0* [Электронный ресурс]. URL: <http://nearspace.ru/doc/Iridium-9602-SBD-Transceiver-ProductDevelopersGuide.pdf> (дата обращения: 18.04.2016).

12. Дорезюк Н. И. Рекомендации по выбору и эксплуатации фидеров // ИНФОРМОСТ – радиоэлектроника и телекоммуникации. 2002. № 5(23). С. 1–8.

13. Глобальная эмпирическая модель коррекции ионосферной погрешности спутниковых навигационных систем / К. Е. Былинин [и др.] // Научный вестник МГТУ ГА. 2011. № 171. С. 151–156.

14. Najman P. Nature of the GNSS ionospheric error and modeling of mid-latitudes ionospheric structures in relation to the space weather. *Kvalifacijski Doktorski Ispit*. 2012.

15. Ivanov V. B., Gorbacev O. A., Gefan G. D. The GEMTEC Model: Assessment of Quality of Ionospheric Correction in Satellite Radio Navigation Systems // *Consumer Electronics Times*. 2012. Vol. 1, № 3. P. 43–46.

© Akzigitov A. R., Andronov A. S., Akzigitov R. A., Peremishlennikov V. V., Dmitriev D. V., 2018

DEVELOPMENT OF THREE-POINT AVIATION FUEL QUANTITY GAUGE

R. A. Akzigitov*, N. I. Statsenko, N. S. Pisarev, A. N. Efimova

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

*E-mail: akzigitov-r@mail.ru

In response to the well-developed digital technologies, modern methods can be worked out for the spheres where radical changes seemed hardly possible. This paper describes the development of a new method of fuel quantity measurement that has not been applied before. To measure the level of fuel in the fuel tank of an aircraft, it is proposed to use three fuel level gauges and a special electronic calculation unit; they model the fuel level surface inside the given volume, and then the actual amount of fuel can also be calculated. This can considerably reduce the evaluation errors allowed with the application of the existing fuel quantity gauges. The main advantage of the system offered is the elimination of the errors arising with the aircraft evolutions and irregular motions.

The article gives the analysis of the fuel level assessment methods used in the aviation sphere at present, the types of fuel quantity gauges used in aviation, and the specific conditions of measuring the fuel level in the aircraft fuel tanks.

The proposed method has a number of advantages, in comparison with the traditional ways of measuring the fuel level; a basic mathematical model of the aircraft tank fuel level calculation has also been worked out.

Keywords: fuel quantity gauge, fuel tank, measurement, error, aircraft.

Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 2. С. 246–250

РАЗРАБОТКА ТРЁХТОЧЕЧНОГО АВИАЦИОННОГО ТОПЛИВОМЕРА

Р. А. Акзигитов*, Н. И. Стаценко, Н. С. Писарев, А. Н. Ефимова

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

*E-mail: akzigitov-r@mail.ru

Благодаря хорошо развитым на данный момент цифровым технологиям становится возможным создание новых, современных методов в тех сферах, где, казалось бы, уже больше нечего менять. Данная статья посвящена разработке нового, несуществующего на данный момент, метода измерения топлива. Для измерения топлива предлагается использовать три топливных датчика и вычислительный элемент для моделирования положения уровня топлива в пространстве с дальнейшим расчетом объёма топлива, что позволит уменьшить погрешности, возникающие при эксплуатации топливomeров. Главным преимуществом данной системы будет устранение погрешности, возникающей при эволюциях воздушного судна, а также при его неравномерном движении.

Рассмотрены способы замера уровня топлива, используемые в авиационной сфере в настоящее время, виды топливomeров, применяемых в авиации, а также особенности измерения уровня топлива.

Предложенный способ обладает рядом преимуществ, в сравнении с традиционными способами замера уровня топлива, в статье представлена математическая модель, на основе которой будет производиться измерение уровня топлива в топливном баке воздушного судна.

Ключевые слова: топливomeр, топливный бак, погрешность, авиация.

Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-2-246–250

Introduction. Fuel quantity gauge is an instrument that measures the volume or weight of fuel or oil in tanks. It is used to measure the level of fuel in land transport and aircraft, in contrast to level gauges measuring the level of liquids or bulk materials in various tanks and storage facilities.

As a rule, direct measurement of the amount of fuel meets a lot of impediments, that is why indirect measurements are widely used, such as measuring the surface level or fuel pressure inside the tank [1–6].

Among the features of measuring the fuel level, we can note the following:

- fuel tank volumes are limited – that imposes restrictions on the level sensors in use;
- fuel tanks come in different shapes, sometimes quite irregular – that is the reason for using profiled level sensors;
- external forces and accelerations cause redistribution of fuel inside the tank – that provokes measurement errors;

– for aircraft with several fuel tanks, it is necessary to relocate the center of fuel load by pumping fuel from one tank into another; that is necessary to stabilize the center of mass of the aircraft [7; 8].

Aviation fuel level gauges. At the present time there are several types of fuel gauges in use, they are divided according to the method of measurement and the field of use. There are two main types of fuel gauges most widely used in aviation:

– capacitive fuel gauges – the operational principle of that gauge type is based on the significant difference in the dielectric properties of air and fuel (fig. 1);

– float-type fuel gauges – the operational principle of that gauge type is based on registering the position of the slider on the variable resistance which is moved by a lever with a float – a plastic or metal hollow unit floating on the surface of the fuel.

Indirect measurements of the fuel level in the tank and conversion of the obtained value into an analog signal make it possible to measure the fuel level in the aircraft tank [9; 10].

Modern fuel gauges have the errors induced by irregular movement of the aircraft and its deviations from the horizontal plane. These errors can be eliminated by applying a different method of fuel measurements.

Three-point method of fuel measurement. The aim of this method is elimination of the errors in situation when the fuel surface deflects from its normal position (the level when the fuel is not affected by external forces).

The three-point method of fuel measurement implies the use of three fuel gauges and an electronic calculation unit with pre-specified geometry characteristics of the fuel tank. Thanks to modern digital technologies and thoroughly worked-out mathematical methods, we can make a mathematical and virtual model of the fuel tank [11–14]. Using three fuel gauges we can measure the height of the fuel level in three different locations inside the tank; that allows to determine three points of the surface level of the fuel (fig. 2).

According to the space coordinates of the three points inside the fuel tank, a simulation of the fuel surface plane can be produced by the digital unit. This model plane will cut off the upper (empty) part of the fuel tank. With

the help of the specified mathematical methods, the form of the modelled truncated figure (truncated fuel tank) allows to calculate its volume. To make the calculation, it is necessary to divide the fuel tank into identical segments and state the fuel level value in each segment. According to the obtained parameters of the area of the segment and the fuel level in it, the volume of the fuel content in this segment can be determined (fig. 3).

Mathematical model of a three-point fuel level gauge. To determine the fuel level height in each segment, we use equation of plane for three points [15]:

$$(x - x_0) \begin{vmatrix} y_1 + y_0 & y_2 - y_0 \\ z_1 + z_0 & z_2 - z_0 \end{vmatrix} - (y - y_0) \begin{vmatrix} x_1 + x_0 & x_2 - x_0 \\ z_1 + z_0 & z_2 - z_0 \end{vmatrix} + (z - z_0) \begin{vmatrix} x_1 + x_0 & x_2 - x_0 \\ y_1 + y_0 & y_2 - y_0 \end{vmatrix} = 0;$$

$$xA - yB + zC + D = 0;$$

$$xA - yB + D = -zC;$$

$$z = \frac{-xA + yB - D}{C},$$

where A , B and C are the values of the determinants of equation of plane, and D is determined as follows:

$$D = -x_0A + y_0B - z_0C,$$

$$z_{ik} = \frac{-x_iA + y_kB - D}{C}.$$

When the fuel level in each segment is stated, it becomes possible to determine the total volume occupied by the fuel in the fuel tank:

$$V = s \times \sum_{k=1}^n \sum_{i=1}^m z_{ik} = s \times \sum_{k=1}^n \sum_{i=1}^m \frac{-x_iA + y_kB - D}{C},$$

s is the area of a separate segment, n , m are the maximum number of segments formed along the X and Y axes.

However, the calculation of the real model will not coincide with the actual summing up, as the tank is of a confined volume at the top and at the bottom.



Fig. 1. Capacitive fuel gauges

Рис. 1. Емкостные топливомеры

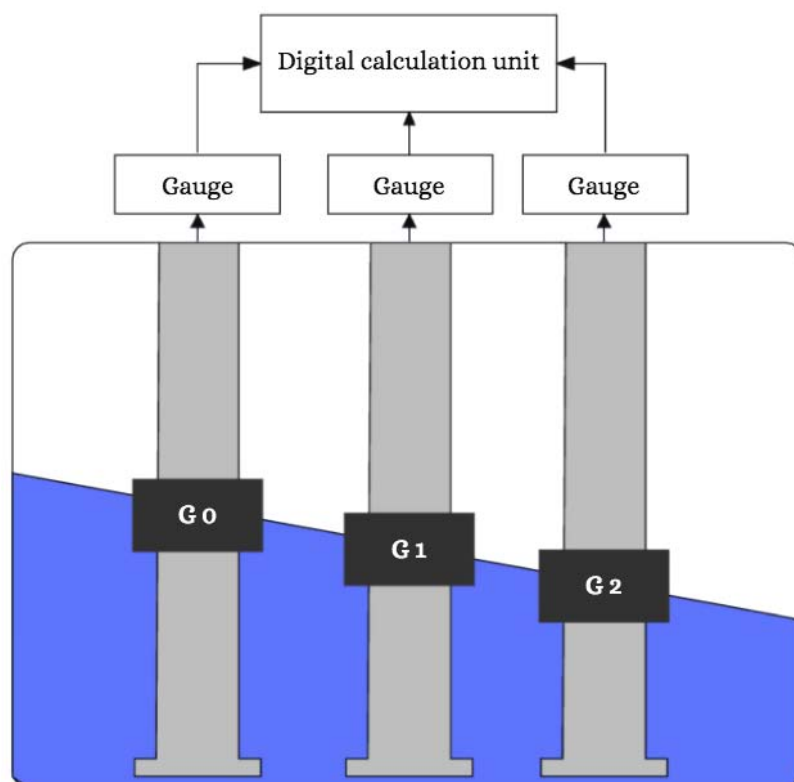


Fig. 2. Three-point fuel-content indication method scheme

Рис. 2. Функциональная схема трехточечного топливомера

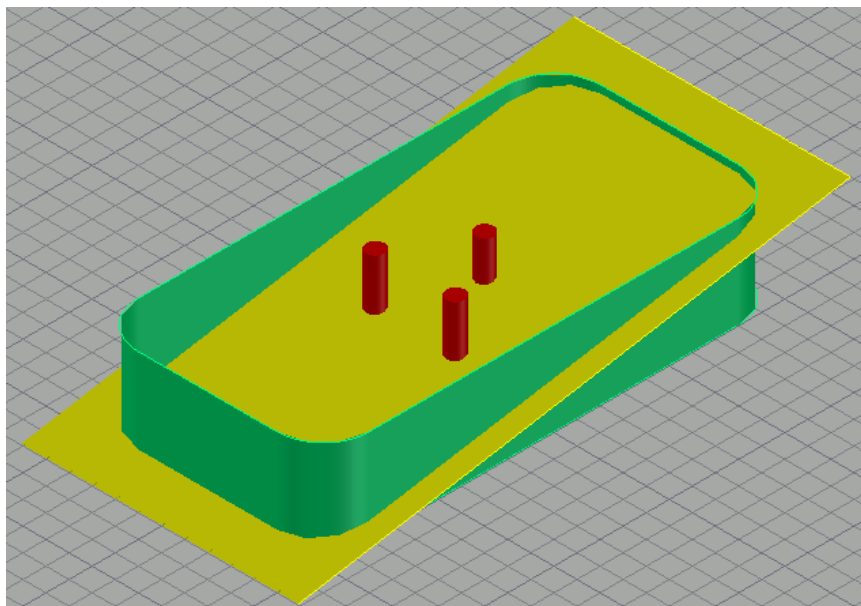


Fig. 3. Section of the fuel tank volume by the fuel level plane

Рис. 3. Сечение топливного бака плоскостью уровня топлива

The resulting fuel level plane may go across the top and bottom surfaces of the tank, which will cause an error in the calculations.

When calculating each segment, its maximum and minimum values on the Z axis will be taken into account.

Fig. 4 shows the fuel tank horizontal cross-section. The color of the segments corresponds to the fuel level in each segment:

- black – $H = 0$;
- yellow – $H = Z$;
- white – $H = \max$.

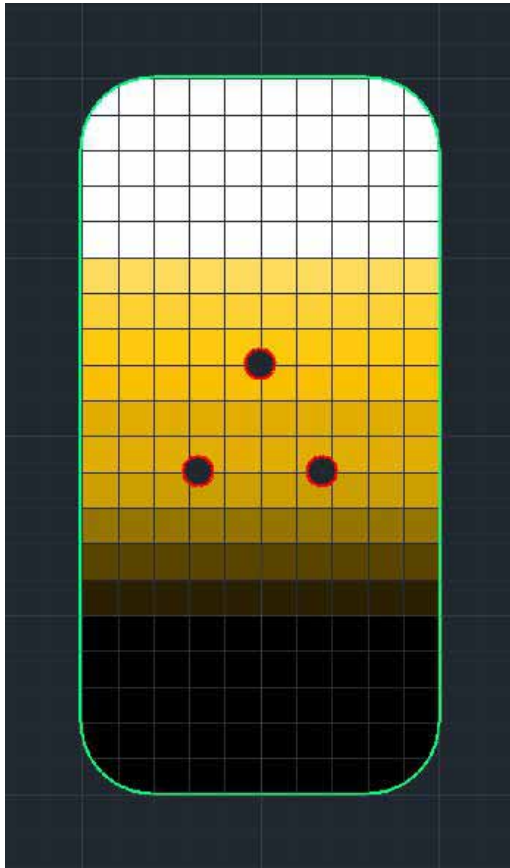


Fig. 4. Fuel tank horizontal cross-section

Рис. 4. Топливный бак в горизонтальном сечении

When the fuel level surface deflects from the horizontal plane, some of the tank segments may become empty (black color); then, according to equation of the plane, the value of the z coordinate will be negative, and the value of the volume will also become negative in this case. To avoid this, in case when Z takes a negative value, the given segment will be equated to zero. When the fuel level in the segments comes to its maximum (white color), and according to equation of plane, the z coordinate takes a value greater than maximum, Z will be equated to the maximum value for the given segment.

Conclusion. With the given corrections, it becomes possible to make calculations of the greatest accuracy. It is obvious that the virtual truncated model will correspond to the actual level of the fuel in the tank, and the error in case of the external forces effect will not arise, as the virtual model will show the slope of the cross-section plane with no change in the volume.

References

1. Grigorovskiy B. K., Katsyuba O. A., Priputnikov A. P. [Display a variety of information and measurement process by a model number of fuel engineers. Representativeness of the display]. *Vestnik SAMGUPS*. 2015, Vol. 2, No. 2, P. 150–155 (In Russ.).
2. Dzhezhora A. A., Rubanik V. V., Savchuk V. K., Kuz'minich A. V. [Capacitive level sensors for electroconductive liquid]. *Datchiki i sistemy*. 2008, No. 12, P. 26–29 (In Russ.).

3. Mastepanenko M. A., Vorotnikov I. N., Anikuev S. V. [Mathematical models and methods of processing measuring signals of capacitive DC converters]. *Stavropol', AGRUS*. 2015, 232 p. (In Russ.).
4. Dzhezhora A. A., Rubanik V. V., Savchuk V. K. *Kontrol' urovnya topliva* [Fuel level control]. *Vestnik Polotskogo gosudarstvennogo universiteta*. 2009, No. 2, P. 21–25 (In Russ.).
5. Bogoyavlenskiy A. A. [Instrumental control of the stock and flow of working fluids during technical operation of aircraft]. *Mir izmereniy*. 2017, No. 4, P. 16–23 (In Russ.).
6. Rechkin A. G., Kraynikov V. A., Sablin A. S. [To the question of measuring the fuel stock on board an aircraft]. *II shkola-seminar molodykh uchenykh "Fundamental'nye problemy sistemnoy bezopasnosti"* [II school-seminar of young scientists "Fundamental problems of system security"]. *Yelets*, 2015, P. 196–202 (In Russ.).
7. Danilov V. G., Shemsedinov I. Sh. [Training system for solving problems in analytical geometry with generating tasks based on generating grammars]. *Kachestvo. Innovatsii. Obrazovanie*. 2009, No. 47, P. 5–10 (In Russ.).
8. Kenmoku Masakatsu. Analytic solutions of the wheeler-dewitt equation in spherically symmetric geometry. *Gravity and cosmology*. 2009, Vol. 5, No. 4, P. 289–296.
9. Pylilo I. S., Klybik V. K. [Selecting a prospective sensor type for continuous fuel level measurement]. *Mekhanizatsiya i elektrifikatsiya sel'skogo khozyaystva*. 2012, No. 4, P. 160–166 (In Russ.).
10. Goncharov D. S., Dzhezhora A. A. [Influence of coaxiality of cylindrical shells of circular section on the capacity of fuel level sensors]. *50 mezhdunarodnaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya prepodavateley i studentov, posvyashchennaya godu nauki* [50th International Scientific and Technical Conference of Teachers and Students, dedicated to the Year of Science]. *Vitebsk*, 2017, P. 105–106 (In Russ.).
11. Koshevoy N. D., Matveev A. G. [Development of algorithms for modeling the operation of fuel consumption sensors and interaction with the fuel main]. *Radioelektronika, informatika, upravlenie*. 2011, No. 2, P. 54–59 (In Russ.).
12. Vershinin O. S., Sharov V. V. [Experimental method for estimating the error of an automobile fuel level sensor]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Problemy energetiki*. 2008, Vol. 2, No. 3, P. 116–121 (In Russ.).
13. Gurtovtsev A. L. [About Metrology of Electronic Power Meters]. *Elektro. Elektrotehnika, elektro-energetika, elektrotehnicheskaya promyshlennost'*. 2008, No. 2, P. 44–52 (In Russ.).
14. Buzhinskiy V. A. [About fluid oscillations in fuel tanks with damping gratings]. *Kosmonavtika i raketostroenie*. 2007, No. 46, P. 110–120 (In Russ.).
15. Pisarev N. S., Statsenko N. I. [Three-point aviation fuel gauge]. *Materialy XXI Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XXI Intern. Scientific. Conf. "Reshetnev reading"]. *Krasnoyarsk*, 2017, Vol. 1, P. 468–469 (In Russ.).

Библиографические ссылки

1. Григоровский Б. К., Кацюба О. А., Припутников А. П. Отображение модельным рядом топливометров многообразия информационно-измерительного процесса. Репрезентативность отображения // Вестник САМГУПС. 2015. Вып. 2, № 2. С. 150–155.
2. Емкостные датчики уровня электропроводящей жидкости / А. А. Джежора [и др.] // Датчики и системы. 2008. № 12. С. 26–29.
3. Математические модели и методы обработки измерительных сигналов емкостных преобразователей на постоянном токе / М. А. Мастепаненко, И. Н. Воротников, С. В. Аникуев. Ставрополь : АГРУС, 2015. 232 с.
4. Джежора А. А., Рубаник В. В., Савчук В. К. Контроль уровня топлива // Вестник Полоцкого государственного университета. 2009. № 2. С. 21–25.
5. Богоявленский А. А. Инструментальный контроль запаса и расхода рабочих жидкостей при технической эксплуатации воздушных судов // Мир измерений. 2017. № 4. С. 16–23.
6. Речкин А. Г., Крайников В. А., Саблин А. С. К вопросу измерения запаса топлива на борту воздушного судна // Фундаментальные проблемы системной безопасности : II школа-семинар молодых ученых. Елец, 2015. Р. 196–202.
7. Данилов В. Г., Шемсединов И. Ш. Обучающая система для решения задач по аналитической геометрии с генерацией заданий на основе порождающих грамматик // Качество. Инновации. Образование. 2009. № 47. С. 5–10.
8. Kenmoku Masakatsu. Analytic solutions of the wheeler-dewitt equation in spherically symmetric geometry // Gravity and cosmology. 2009. Vol. 5, № 4. С. 289–296 (In Eng.).
9. Пылило И. С., Клыбик В. К. Выбор перспективного типа датчика для непрерывного измерения уровня топлива // Механизация и электрификация сельского хозяйства. 2012. № 4. С. 160–166.
10. Гончаров Д. С., Джежора А. А. Влияние соосности цилиндрических оболочек кругового сечения на емкость датчиков уровня топлива // 50-я Междунар. науч.-техн. конф. преподавателей и студентов, посвященная году науки. Витебск, 2017. С. 105–106.
11. Кошевой Н. Д., Матвеев А. Г. Разработка алгоритмов моделирования работы датчиков расхода топлива и взаимодействия с топливной магистралью // Радиоэлектроника, информатика, управление. 2011. № 2. С. 54–59.
12. Вершинин О. С., Шаров В. В. Экспериментальный метод оценки погрешности автомобильного датчика уровня топлива // Известия высших учебных заведений. Проблемы энергетики. 2008. Vol. 2, № 3. С. 116–121.
13. Гуртовцев А. Л. О метрологии электронных электросчетчиков // Электротехника, электроэнергетика, электротехническая промышленность. 2008. № 2. С. 44–52.
14. Бужинский В. А. О колебаниях жидкости в топливных баках с демпфирующими решетками // Космонавтика и ракетостроение. 2007. № 46. С. 110–120.
15. Писарев Н. С., Стаценко Н. И. Трехточечный авиационный топливометр // Решетневские чтения : материалы XXI Междунар. науч. конф. Красноярск, 2017. Vol. 1. С. 468–469.

© Akzigitov R. A., Statsenko N. I.,
Pisarev N. S., Efimova A. N., 2018

**THE METHOD OF AUTOMATED DEVELOPMENT OF AN ASSEMBLY DRAWING
OF A CABLE NETWORK**

A. M. Butin*, E. U. Dubrovskiy, E. V. Dobyshev, S. V. Efremov, S. B. Suntsov

JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"
52, Lenin Str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

* E-mail: butinandr@gmail.com

The final stage of designing a cable network of spacecraft (as well as any other product) is the release of design and operational documentation. The automation of this process allows to improve the quality of documentation and decrease the manufacturing time of spacecraft.

The JSC "Information Satellite Systems" (ISS) uses its own integrated software complex "ALCAB" for releasing design documentation package for a cable network. For the assembly drawing development, the company uses CAD without integration with "ALCAB". In this regard, adding or removing items in the specification leads to the further refinement of the drawing.

We propose the technique of solving a problem connected to the automation of the assembly drawing development for a cable network produced on a plane. The main task is to create associative link between the specification items and the cable network drawing. In this article we present the results of the analysis of the structure of the cable network 3D model designed in "CATIA V5" CAD. There are schematic examples of harness topologies. The analysis identified the list of data to be extracted from the 3D model.

We described the most interesting tools of "CATIA V5" CAD that allow you to automate many processes including the development of your own software solutions. The analysis identified the tools for automated uploading of all required data from the model. The examples of these tools are "Knowledge Expert" and external programming environment "CAA RADE". The analysis of their performance showed that the extraction of data using an algorithm developed with "CAA RADE" was faster than using "Knowledge Expert".

We described the potential of drawing tools in "CATIA V5" CAD such as "Electrical Harness Flattening" and "Drafting" that allow you to automate the assembly drawing development.

The paper proposes the method of automating the assembly drawing development of a cable network developed with the use of three-dimensional technology using the tools of "CATIA V5" CAD and software designed at the JSC "ISS".

Keywords: spacecraft, cable network, automation, design documentation, assembly drawing.

Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 2. С. 251–258

**МЕТОДИКА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ФОРМИРОВАНИЯ
СБОРОЧНОГО ЧЕРТЕЖА КАБЕЛЬНОЙ СЕТИ**

А. М. Бутин*, Е. Ю. Дубровский, Е. В. Добышев, С. В. Ефремов, С. Б. Сунцов

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

* E-mail: butinandr@gmail.com

Завершающим этапом процесса проектирования кабельной сети космического аппарата, как и любого другого изделия, является выпуск конструкторской и эксплуатационной документации. Автоматизация процесса выпуска комплекта документации на кабельную сеть позволяет повысить качество документации и сократить сроки изготовления космического аппарата.

Выпуск комплекта конструкторской документации на кабельную сеть в АО «ИСС» производится в интегрированном программном комплексе ALCAB собственной разработки. Разработка сборочного чертежа осуществляется вручную с применением двумерных чертежно-ориентированных САПР, не имеющих интеграции с ALCAB. В связи с этим внесение или удаление позиций в спецификации ведет к доработке чертежа.

Предложена методика решения проблемы, связанной с автоматизацией процесса формирования сборочного чертежа на кабельную сеть, изготовление которой производится на плоскости. Главной задачей, которую необходимо решить при таком подходе к выпуску чертежно-графической документации, является организация ассоциативной связи между позициями спецификации и сборочного чертежа. Приведен результат анализа структуры 3D-модели кабельной сети, спроектированной в САПР CATIA V5. Представлены схематичные примеры топологий жгутов. Анализ позволил выявить перечень данных, которые требуется извлечь из трехмерной модели.

Приведено описание наиболее интересных инструментов, предоставляемых пользователю САПР CATIA V5 и дающих возможность автоматизировать многие задачи, включая разработку собственных программных решений. Анализ позволил выделить инструменты, которые автоматизируют процесс выгрузки всех требуемых данных из модели. К таким инструментам относятся Knowledge Expert и внешняя среда программирования CAA RADE. Анализ их быстродействия показал, что выгрузка данных с помощью алгоритма, разработанного в CAA RADE, происходит быстрее, чем с помощью Knowledge Expert.

Перечислены возможности чертежно-графических инструментов САПР CATIA V5, таких как Electrical Harness Flattening и Drafting. Они предоставляют возможность автоматизировать процесс формирования сборочного чертежа.

Предложена методика автоматического формирования сборочного чертежа кабельной сети, разрабатываемой по трехмерной технологии, с применением инструментов, предоставляемых САПР CATIA V5, и программных решений собственной разработки.

Ключевые слова: космический аппарат, кабельная сеть, автоматизация, конструкторская документация, сборочный чертеж.

Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-2-251–258

Introduction. Introduction of software and hardware automation tools reduces manual work; it allows to significantly increase the quality of science-intensive products, reduce time and financial costs as well as provide the company competitiveness in the high tech segment.

While developing a cable network, engineers of the JSC "ISS" use two designing methods:

1. The first method uses a 3D modeling technology with the use of "CATIA V5" CAD. A designer develops a cable network with a 3D model of spacecraft (SC): he lays the cables, counts lengths and diameters of segments. A designer uses inputs in the form of connection spreadsheets describing connectors and connections between them (names of connectors, electrical circuits, etc.). Then by using the integrated software complex "ALCAB" he releases a package of design documentation for cables based on a 3D model of a cable network. The detailed description of the integrated software complex "ALCAB" is presented in the publications [1–4].

Cable networks are made in full size model of SC according to a 3D-model of a cable network (3D-CN) [5]. The technology reduces consumption of wires and materials, provides necessary bending radii, it optimizes the length of electrical circuits, and thus it reduces the cables weight. The model with produced cable network allows transporting it to the assembly workshop without any deformation. This method is suitable for developing a cable network based on a single electrical circuit [6].

2. The second method is standard. The design is carried out using two-dimensional drawing-oriented CADs (nanoCAD, AutoCAD, MS Visio), and production is carried out using an assembly drawing of a cable network on a plane [6].

At present assembly drawings are made manually using two-dimensional CADs without integration with the integrated software complex "ALCAB". In this regard, adding or removing of items in the specification leads to the further refinement of the assembly drawing. This causes the need for a tool for automatic assembly drawing development which is pegged to specification items.

To achieve the goal we need to perform the following tasks [6]:

1. Analyze the 3D-CN structure.

2. Analyze abilities of automation tools for data extraction of 3D-CN and two-dimensional graphic design in

"CATIA" CAD to organize the automatic development of the assembly drawing of CN.

3. Develop a method of development of drawing and associative connections with the items of specification. The drawing being developed must meet the requirements specified in [7].

The structure of 3D model of a cable network in "CATIA" CAD. SC CN has dozens of cable assemblies. Depending on the requirements, each cable assembly may contain several harnesses combining sets of wires and cables separated in SC. Apart from electromagnetic compatibility, the reason of detachment may be materials with low flexibility (elasticity) which a cable is made of; this makes it difficult to set this cable on the product in one harness with other wires and cables.

We developed a topology of CN by using a 3D model of SC in "CATIA" CAD in the modules "Electrical Part Design" and "Electrical Assembly Design" of the working environment "Equipment and Systems Engineering". In "CATIA" CAD 3D-CN structure is treelike. The harness (Multi-branchable object) consists of branches (Branchable object). Branches, in their turn, consist of segments (Bundle Segment object).

Wires (Wire object) after wiring in module "Electrical Wire Routing" are in the "Electrical Bundle" object. They have a hidden connection to the bundle segments, through which they were laid. Fig. 1 shows 3D-CN containing three bundles (highlighted in different colors).

When a designer lays a cable in a 3D-model of SC, he may develop several topologies for the same cable assembly to determine the most optimal version of the harness laying on a product. Changes in the devices arrangement of SC can be the reason for developing a new topology as well.

For example, the fig. 2 and 3 show possible situations when topology of the harnesses changes. In the first case (fig. 2) S2 segment moves to the branching position of segment S1, consequently, S2 becomes longer (as a result of the movement); S3 becomes longer as well (combined with S5 segment). The total length of wires of the segments may not change. In the second case (fig. 3) we described unlikely situation when two harnesses H1 and H2 were combined into one H3.

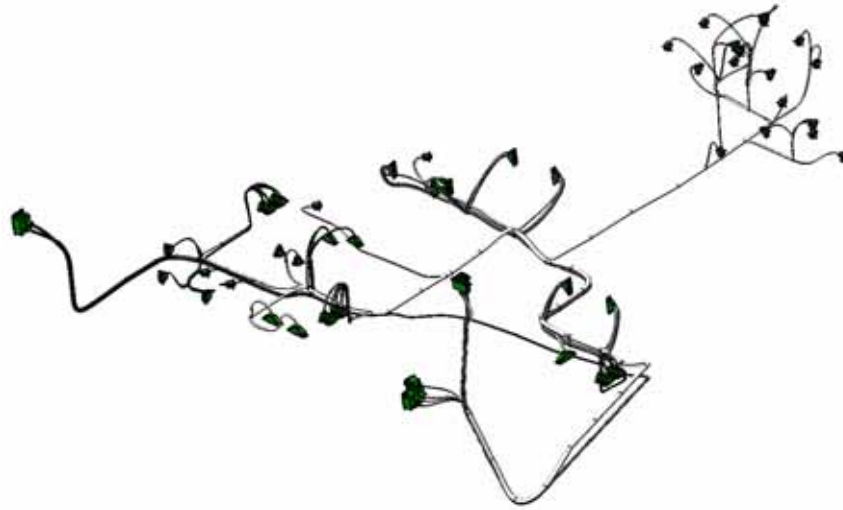


Fig. 1. 3D-model of SC CN

Рис. 1. 3D-модель KC KA

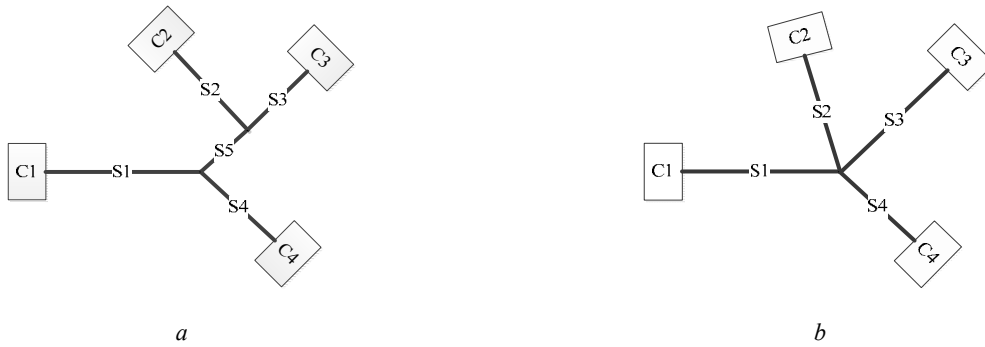


Fig. 2. Schematic representation of CN bundle: *a* – topology of CN harness before conversion; *b* – topology of CN harness after conversion, where $C1-Cn$ – connectors, $S1-Sn$ – segments of bundle

Рис. 2. Схематичное представление жгута KC: *a* – топология жгута KC до преобразования; *b* – топология жгута KC после преобразований, где $C1-Cn$ – разъемы, $S1-Sn$ – сегменты жгута

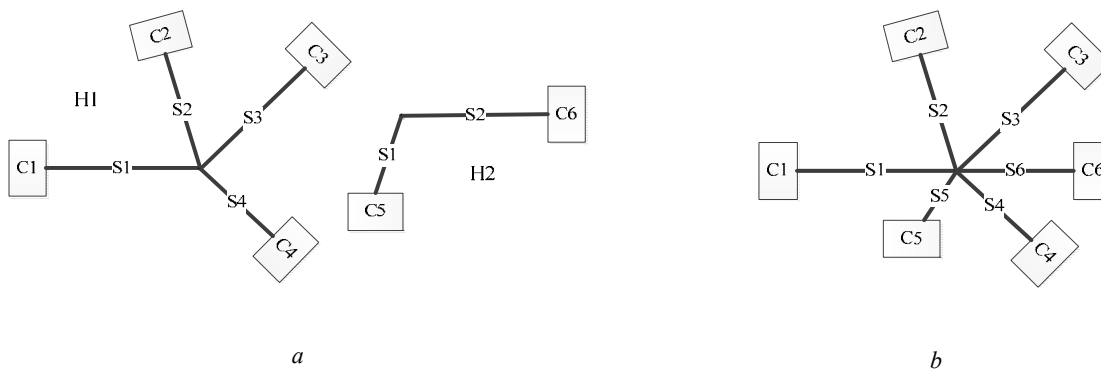


Fig. 3. Schematic representation of CN harness: *a* – topology of CN harness before combining; *b* – topology of CN harness after combining H1 and H2 bundles, where $H1-Hn$ – harnesses, $C1-Cn$ – connectors, $S1-Sn$ – segments of harnesses

Рис. 3. Схематичное представление жгутов KC: *a* – топология жгутов KC до объединения; *b* – топология жгута KC после объединения жгутов H1 и H2, где $H1-Hn$ – жгуты, $C1-Cn$ – разъемы, $S1-Sn$ – сегменты жгута

To organize the association between assembly drawing and specification of CN we are developing, we need to unload the data from the received model of CN, namely:

- diameters and length of segments and wires;
- lists of wires that pass through each individual segment;
- list of segments included in the bundle;
- coordinates of points of segment connection with neighboring elements (segments, connectors).

Analysis of automation tools of "CATIA" CAD. "CATIA" CAD has rich functionality, it provides a user with not only standard tools, but the opportunity to expand the functionality by developing their own software solutions as well.

All tools can be grouped according to ease of implementation and application efficiency. The following list contains the most interesting tools, grouped in increasing order of complexity of implementation and effectiveness of their application [8–11]:

1. Native tools:

- parameters – characteristic that determines the property of an object or a document;
- table of design parameters – the tool that allows you to manage document parameters by associating the developed document with a text file or "MS Excel" table containing parameter values;
- formulas – the function used to calculate or limit document properties;
- templates – the document that stores some context and is used to generate new documents by changing parameters or replacing the geometry specification;
- reports – the tool that allows you to export data about a document (for example, the lengths and diameters of segments from the CN model) in accordance with the specified layout of the final document.

2. Knowledge-based applications (Knowledgware):

- Knowledge Advisor, KWA – the tool that allows you to embed knowledge into a project to automate repetitive design tasks and assist with technical decisions. "KWA" is a list of instructions necessary for the analysis of specific design conditions;
- Knowledge Expert, KWE – similarly, "KWA" allows you to embed knowledge into a project. The tool defines the way of setting and verifying the design rules that must be implemented throughout the project structure in order to comply with technical specifications and standards;
- Product Knowledge Template – allows you to create templates of individual objects, including geometry and elements of knowledge (rules, checks, etc.), for the purpose of further standard design.

3. "Automation API" is a set of objects (OLE, COM, ActiveX) providing a high-level interface with the "CATIA" CAD through built-in "VBScript" and "Visual Basic" languages or any language that supports "OLE" or ".NET" technologies [12].

4. External programming environment "CAA (Component Application Architecture) RADE" (Rapid Application Development Environment). This programming environment provides a low-level access to the component

architecture of all Dassault Systemes products. It allows you to develop programs of any complexity from extensions (AddIn) directly built in "CATIA", "ENOVIA" or "DELMIA" to standalone console or interactive programs including "CATIA"-like environment [12].

Reports, "KWE", "Automation API" and "CAA RADE" are the most suitable for extracting geometric parameters (length, diameters) and configuration of CN model.

The use of reports and the "Automation API" in practice showed that their combined and separate use does not allow us to extract meaningful data about the configuration of a CN model [12].

But "KWE" and "CAA RADE" allow to solve this problem. Comparison of these tools on small models showed that the algorithm developed on "CAA RADE" unlike "KWE" allows reducing the data export time approximately by 48 % (fig. 4). This is due to the fact that "KWE", in contrast to "CAA RADE", does not have flexible sampling of data.

Unlike small models, in larger models the increase in the sampling rate of data is more significant (fig. 5). For example, for the model shown in fig. 1, consisting of more than 900 elements, sample selection using "KWE" took approximately about an hour, while the algorithm developed in "CAA RADE" took approximately 26 minutes.

Based on the results of the analysis, we concluded that the application of the external programming environment "CAA RADE" will achieve the required result in the frame of the task being solved.

Drawing-graphic tools of "CATIA" CAD. Along with 3D design tools, "CATIA" CAD provides the ability to develop drawing and graphic documentation. The "Electrical Harness Flattening" module allows to set out the 3D model of the bundle (fig. 6, a) into the plane (fig. 6, b) and to be shared with such products as "Electrical Library", "Electrical Harness Installation" and "Electrical Wire Routing". This module provides the following basic functions [8; 13; 14]:

- flattening of bundle segments;
- rotation or bending of the segments of the bundle at a certain point;
- scaling of the segments of the bundle (setting the dummy length);
- synchronization of the drawing with the model;
- selecting the type of drawing view;
- automatic annotation of the drawing.

Using the functions provided by the "Drafting" module, the user can make a drawing by generating a projection of the bundle put on the plane (fig. 7) and then indicate the dimensions and other textual information [15].

Due to the fact that the existing technology of 3D design does not imply full description of the 3D model of CN, and it does not contain information about some of the materials in the composition of CN (for example, tags, threads, braids, tubes, printed circuit boards, nuts, etc.), information about them will not be depicted on the drawing. This problem can also be solved using the "Automation API" or "CAA RADE" tools.

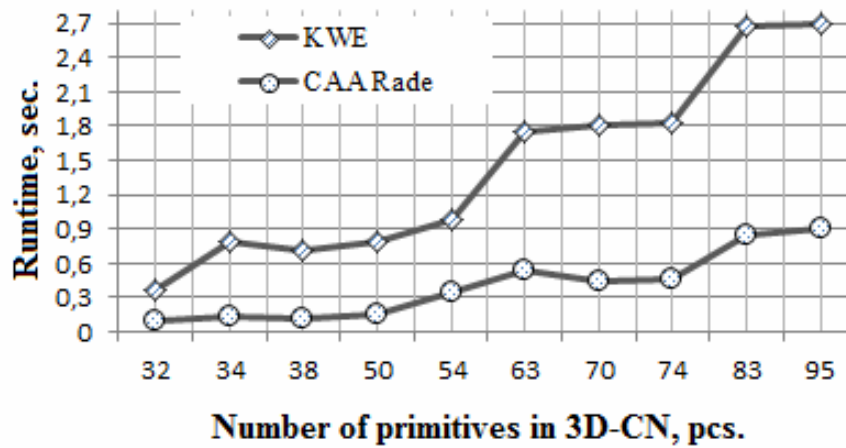


Fig. 4. The graph comparing the speed of algorithms on small models [6]

Рис. 4. График сопоставления быстродействия алгоритмов на небольших моделях [6]

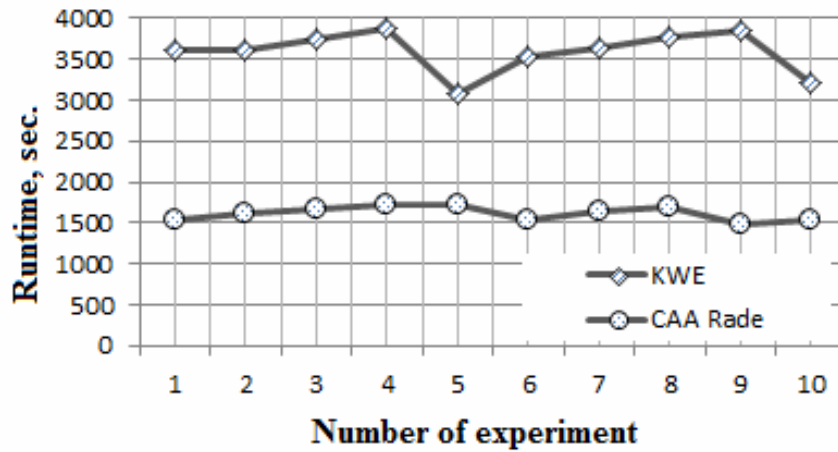
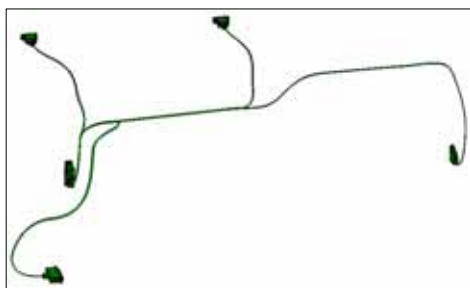
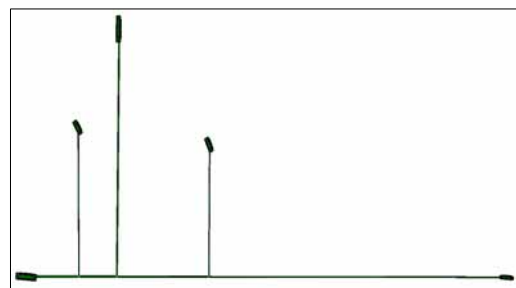


Fig. 5. The graph comparing the speed of algorithms on large models

Рис. 5. График сопоставления быстродействия алгоритмов на большой модели



a



b

Fig. 6. 3D-model of SC CN: a – in 3D; b – on a plane surface

Рис. 6. 3D-модель КС КА: а – в трехмерном контексте; б – на плоскости

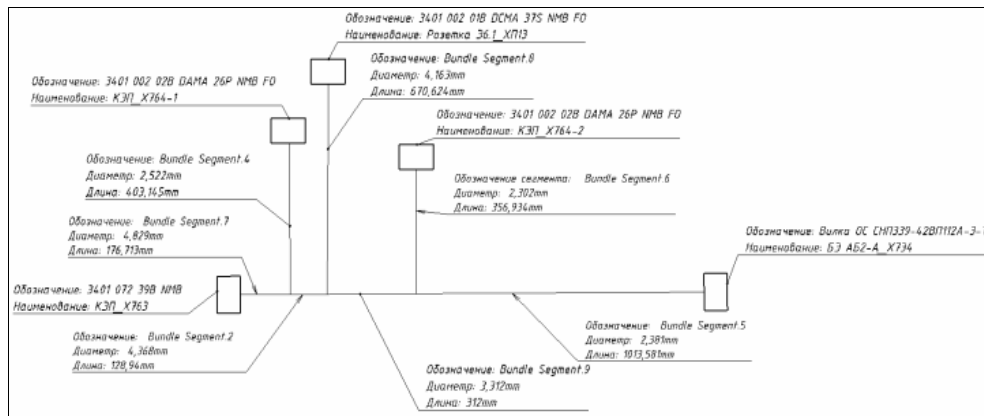


Fig. 7. Drawing of a cable network according to orientation

Рис. 7. Чертеж КС по раскладке

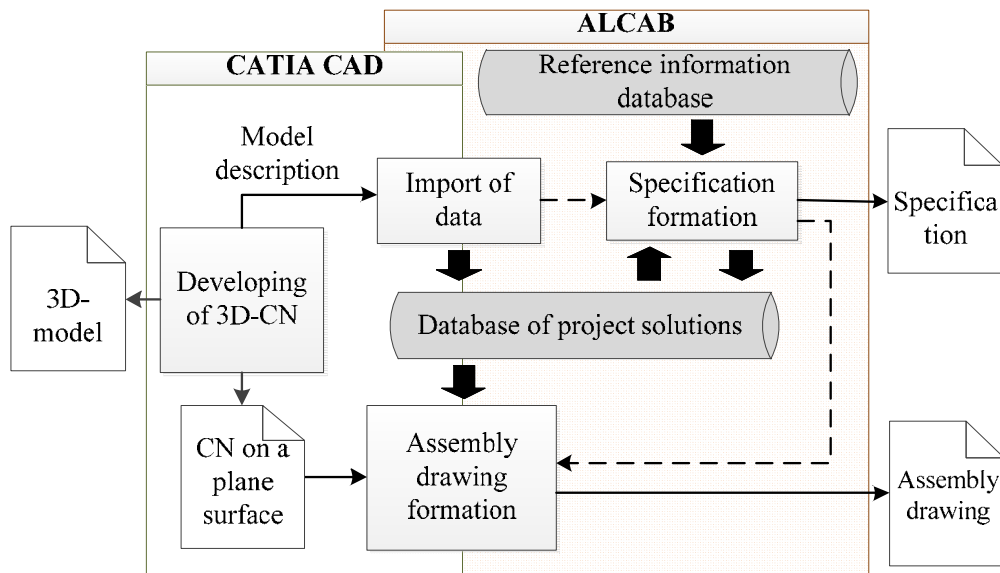


Fig. 8. The interaction pattern of the integrated software complex "ALCAB" and "CATIA" CAD

Рис. 8. Схема взаимодействия САПР CATIA и интегрированного программного комплекса ALCAB

The method of forming an assembly drawing. Taking into account the results of the analysis, we can organize the development of assembly drawing of CN in the following way (fig. 8).

After completing the development of CN topology, a designer exports the data containing configuration and geometric parameters from the "CATIA" CAD to the integrated software complex "ALCAB". The specification is generated automatically according to the received data from "CATIA" CAD. In the module "Electrical Harness Flattening" a designer puts the volumetric bundle in the plane. Then, in the "Drafting" module, he generates the projection of the bundle and activates the process of automated arrangement of positions obtained from the specification.

Conclusion. Currently, we are working on the integration of the functional of the "Electrical Harness Flatten-

ing" module into the design process of the CN and automating the associative linking of the specification items to the drawing and a graphic document and bringing the final result to the requirements of Unified system for design documentation.

We developed a tool for unloading geometric parameters and configurations from the CN model, the control principle and the structure of the centralized storage of the received data. Thus, we optimized the selection of materials for the segments and expanded the capabilities of the integrated software complex "ALCAB" in the development of new tools that automate such complex tasks as the selection of shipping containers for terrestrial CN according to mass-dimensional characteristics.

Thus, the developed method will allow to:

- automate the process of issuing drawings and graphic documents for CN;

- provide the process of automated release of design documentation in the integrated software complex "ALCAB" with all necessary data;
- reduce the labor costs for manual development of design documentation;
- reduce the impact of the human factor and, as a consequence, improve the quality of the design documentation;
- automate the annotation of the 3D model of CN.

References

1. Dobyshev E. V., Yushkova A. V., Pinaev F. A., Butin A. M., Yutkin A. V., Klimkin O. A., Strel'chuk E. S., Dubrovskii E. Y., Boldyreva O. O. *Avtomatizirovannaya razrabotka konstruktorskoj dokumentatsii na izgotovlenie i ispytanie kabel'nykh setei kosmicheskikh apparatov ALCAB V2* [Computer-aided development of design documentation for production and testing a harnesses of spacecraft]. Patent RF, No. 2017612882, 2017.
2. Butin A. M., Dubrovsky E. Y., Klimkin O. A., Dobyshev E. V., Suntsov S. B. [Organization of computer aided design and electrical control onboard cable network of the spacecraft in the JSC "ISS"]. *Naukoenkie tekhnologii*. 2015, Vol. 16, No. 3, P. 14–16 (In Russ.).
3. Dzyuvina A. V., Dobyshev E. V., Klimkin O. A. [Creation of a model of a unified information space in the framework of the development of a technique for designing a cable network of a spacecraft in JSC "ISS"]. *Sb. trudov V Obshcherossiiskoi molodezhnoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii "Molodezh'. Tekhnika. Kosmos"* [Proc. of the 5th All-Russian Young Scientific and Technical Conference "Young. Equipment. Space"]. St. Petersburg, BSTU Publ., 2013, P. 260–262 (In Russ.).
4. Dzyuvina A. V., Dobyshev E. V., Efremov S. V., Klimkin O. A. [Development of a methodology for designing a cable network of a spacecraft in JSC "ISS" using CALS-technologies] *Vestnik BGTU*. 2013, No. 17, P. 41–42 (In Russ.).
5. Kochura S. G., Sholnii V. N., Suntsov S. B., Efremov S. V. [The development of onboard harness new technologies]. *Vestnik NPO im. S. A. Lavochkina*. 2015, No. 03, P. 118–120 (In Russ.).
6. Butin A. M., Dubrovsky E. Y., Dobyshev E. V., Efremov S. V. [Development of the cable network assembly drawing automatic generation technology]. *Sb. trudov IV Nauchno-tekhnicheskoi konferentsii molodykh spetsialistov AO "ISS": "Razrabotka, proizvodstvo, ispytaniya i ekspluatatsiya kosmicheskikh apparatov i sistem"* [Proc. of the 4th Scientific and Technical Conference of Young Specialists of JSC "ISS" Development, production, testing and exploitation of spacecraft and systems]. Zheleznogorsk, JSC "ISS", 2017, P. 200–201 (In Russ.).
7. GOST 2.414–75. *Edinaya sistema konstruktorskoj dokumentatsii. Pravila vypolneniya chertezhei zhgutov, kabelei i provodov*. [Unified system of design documentation. Rules for drawing drawings of harnesses, cables and wires]. Moscow, Standartinform Publ., 2011, 34 p. (In Russ.).
8. "Catia Version 5 Release 24". User's Documentation. Dassault Systèmes, 2014.
9. Laundanski M., Ruschitzka M., Wrobel J. Parametric models of mould tools in CATIA V5. *Proc. of the Fourth International Seminar and Workshop, EDIPrD Zielona Gora, Poland*. 2004, P. 223–228.
10. Lohith M. L., Laxmi Prasanna, Devaraja Holla Vaderahobli. Translating MOKA based Knowledge models into a Generative CAD model in CATIA V5 using Knowledgware. *Proc. of the 2013 World Congress in Computer Science, Computer Engineering and Applied Computing*, Las Vegas, USA. 2013. Available at: <http://worldcomp-proceedings.com/proc/p2013/MSV3174.pdf> (accessed: 06.11.2017).
11. *Forum russkoyazychnykh pol'zovatelei CATIA. PLM-forum.ru* [Forum of Russian Users CATIA. PLM-forum.ru]. Available at: www.plm-forum.ru/forum (Access: 17.01.17).
12. "CAA V5 Encyclopedia". User's Documentation. Dassault Systèmes, 2013.
13. Ljah S. [Designing of industrial facilities, equipment and systems with the help of CATIA V5]. *In-formacionno-analiticheskij zhurnal "Rational Enterprise Management"*. 2009, No. 6 (In Russ.). Available at: http://www.remmag.ru/admin/upload_data/remmag/09-6/DS.pdf (accessed: 06.10.2017).
14. "Electrical Harness Flattening". User's Guide CATIA V5 Release 14. Available at: http://www.catiadesign.org/_doc/v5r14/catpdfefhug_C2/efhug.pdf (accessed: 06.10.17).
15. Novikov I., Bubnov A. [Designing electrical systems from Dassault Systemes and IGE + XAO Group]. *SAPR i grafika*. 2006, No. 1 (In Russ.). Available at: <http://www.sapr.ru/article.aspx?id=14860&iid=705> (accessed: 26.01.2017).

Библиографические ссылки

1. Автоматизированная разработка конструкторской документации на изготовление и испытание кабельных сетей космических аппаратов ALCAB V2 : свид. о гос. регистрации программы для ЭВМ / Добышев Е. В., Юшкова А. В., Бутин А. М. и др. Рос-сийская Федерация. № 2017612882. Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 06.03.2017.
2. Организация автоматизированного проектирования и электрического контроля бортовой кабельной сети космического аппарата в АО «ИСС» / А. М. Бутин [и др.] // Научные технологии. 2015. Т. 16. № 3 / С. 14–16.
3. Дзювина А. В., Добышев Е. В., Климин О. А. Создание модели единого информационного пространства в рамках разработки методики проектирования кабельной сети космического аппарата в ОАО «ИСС» // Молодежь. Техника. Космос : сб. тр. V Общерос. молодежной науч.-техн. конф. СПб. : БГТУ, 2013. С. 260–262.
4. Разработка методики проектирования кабельной сети космического аппарата в ОАО «ИСС» с использованием ИПИ-технологий / А. В. Дзювина [и др.] // Вестник БГТУ. 2013. № 17. С. 41–42.
5. Развитие новых технологий бортовой кабельной сети / С. В. Ефремов [и др.] // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 118–120.

6. Разработка технологии автоматического формирования сборочного чертежа кабельной сети / А. М. Бутин [и др.] // Разработка, производство, испытания и эксплуатация космических аппаратов и систем : сб. IV науч.-техн. конф. молодых специалистов АО «ИСС». Железногорск, 2017. С. 200–201.
7. ГОСТ 2.414–75. Единая система конструкторской документации. Правила выполнения чертежей жгутов, кабелей и проводов. М. : Стандартинформ, 2011. 34 с.
8. Интерактивная документация «CATIA V5 Release 24» из стандартного комплекта поставки // Dassault Systèmes. 2014.
9. Laundanski M., Ruschitzka M., Wrobel J. Parametric models of mould tools in CATIA V5 // Proc. of the Fourth International Seminar and Workshop, EDIPROD. 2004. P. 223–228.
10. Lohith M. L., Laxmi Prasanna, Devaraja Holla Vaderahobli. Translating MOKA based Knowledge models into a Generative CAD model in CATIA V5 using Knowledgeware [Электронный ресурс] // Proc. of the 2013 World Congress in Computer Science, Computer Engineering and Applied Computng. URL: <http://worldcomp-proceedings.com/proc/p2013/MSV3174.pdf> (дата обращения: 06.11.2017).
11. Форум русскоязычных пользователей CATIA [Электронный ресурс] // PLM-forum.ru. URL: www.plm-forum.ru/forum (дата обращения: 17.01.17).
12. Интерактивная документация «CAA V5 Encyclopedia» из комплекта поставки // Dassault Systèmes. 2013.
13. Лях С. Проектирование промышленных объектов, оборудования и систем с помощью CATIA V5 [Электронный ресурс] // Рациональное управление предприятием. 2009. № 6. URL: http://www.remmag.ru/admin/upload_data/remmag/09-6/DS.pdf (дата обращения: 06.10.17).
14. "Electrical Harness Flattening" User's Guide CATIA V5 Release 14 [Электронный ресурс]. URL: http://www.catiadesign.org/_doc/v5r14/catpdfefhug_C2/efhug.pdf (дата обращения: 06.10.17).
15. Новиков И., Бубнов А. Проектирование электрических систем от Dassault Systemes и IGE+XAO Group [Электронный ресурс] // САПР и графика. 2006. № 1. URL: <http://www.sapr.ru/article.aspx?id=14860&iid=705> (дата обращения: 26.01.17).

© Butin A. M., Dubrovskiy E. U., Dobyshev E. V.,
Efremov S. V., Suntsov S. B., 2018

МИНИАТЮРНЫЕ АНТЕННЫ ДЛЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ CUBESAT

А. Г. Генералов, Э. В. Гаджиев

АО «Научно-исследовательский институт электромеханики»
Российская Федерация, 143502, Московская область, г. Истра, ул. Панфилова, 11
E-mail: otd24@niiem.ru

В настоящее время наблюдается активный процесс миниатюризации всей космической техники, включая бортовые системы и комплексы. Бортовые антенно-фидерные устройства также затронул процесс миниатюризации. Учитывая специфику бортовых антенн, появляется актуальная, современная задача по разработке малогабаритной, невыступающей, надёжной, простой и высокотехнологичной антенной системы малых космических аппаратов.

Цель данной статьи заключается в возможности показать преимущества применения микрополосковых (печатных) антенн, изготовленных с помощью печатных технологий, для решения задачи по проектированию малогабаритной, невыступающей бортовой антенной системы малых космических аппаратов. Данный тип антенн обладает малой массой и объёмом, низкой стоимостью, простой и надёжной конструкцией и т. д.

Рассмотрен вариант построения бортовой антенной системы для применения на сверхмалом космическом аппарате CubeSat. Представлены основные типы конструкции данных космических аппаратов.

Предложены и подробно представлены конструкция разработанной антенны и применяемый материал в качестве диэлектрика подложки. Подобный подход позволил уменьшить габариты бортовой антенны в 2–2,5 раза по сравнению с существующими аналогами.

С помощью системы автоматизированного проектирования было осуществлено электродинамическое моделирование. Показаны результаты разработки модели микрополосковой (печатной) антенны дециметрового диапазона с помощью метода конечных элементов. Получены и оценены основные параметры модели, такие как коэффициент стоячей волны, диаграмма направленности и усиление. Также показано влияние корпуса сверхмалого космического аппарата CubeSat на указанные параметры.

Затем осуществлено макетирование бортовой микрополосковой (печатной) антенны. Измерения проводились с помощью метода эталонной антенны в АО «НИИЭМ». Результаты измерения коэффициента стоячей волны, диаграммы направленности и усиления приведены в статье. Показано хорошее совпадение результатов, полученных в ходе моделирования и макетирования.

Таким образом, предложена и разработана малогабаритная, невыступающая бортовая антенна дециметрового диапазона для сверхмалого космического аппарата CubeSat.

Ключевые слова: космический аппарат, бортовая антенна, микрополосковая антенна, коэффициент стоячей волны, диаграмма направленности, коэффициент усиления.

Siberian Journal of Science and Technology. 2018, Vol. 19, No. 2, P. 259–270

MINIATURE ANTENNAS FOR CUBERSAT

A. G. Generalov, E. V. Gadzhiev

JSC “Research Institute for Electromechanics”
11, Panfilova Str., Istra, 143502, Russian Federation
E-mail: otd24@niiem.ru

At present, there is an active process of miniaturization of whole space technology, including on-board equipment. On-board antenna-feeder devices also considered the process of miniaturization. Considering number of features of on-board antennas, there is an actual, modern task of developing a small-sized, low-profile, reliable, simple and high-tech antenna system of small spacecrafts.

The purpose of this paper is to show the advantage of using microstrip antennas designed by printing technology in solving the problem of design small-sized, low-profile on-board antenna systems for small spacecrafts. These types of antenna have a low mass, volume, cost of the production, simplicity of construction etc.

The variant of design on-board antenna system of CubeSat is considered. The main types of the construction of these spacecraft are presented.

The design of the antenna and the material used as dielectric substrate is proposed and presented. Such an approach allowed reducing the size of the onboard antenna in 2–2.5 times in comparison with existing analogues.

With the using of computer aided design electrodynamics simulation was held. The results of design of model of an UHF-band on-board microstrip antenna using finite element method are shows. The basic model parameters such as voltage standing-wave ratio, radiation pattern, and gain during the simulation were obtained and evaluated. Also the influence of case of CubeSat to these parameters is shows.

Then designed the layout of the antenna is presented. The measurements were carried out using the method of the reference antenna in the JSC “НИИЕМ”. The results of measurement of voltage standing-wave ratio, radiation pattern and gain are given in this paper. The good agreement between the results obtained during simulation and prototyping are presented.

Thus, in this article a small-sized, low-profile UHF-band on-board antenna for CubeSat is proposed and developed.

Keywords: spacecraft, on-board antenna, microstrip antenna, voltage standing-wave ratio, radiation pattern, gain.

Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-2-259–270

Введение. В настоящее время наблюдается активная тенденция по разработке и введению в эксплуатацию малых космических аппаратов (КА) вместо больших КА.

Малые КА обладают рядом преимуществ перед другими классами КА:

- сравнительно малый срок разработки (от трёх до пяти лет вместо пяти-десяти лет);
- удешевление вывода на орбиту за счёт кластерных или попутных запусков;
- возможность оперативного и скрытного запуска из любой точки земного шара с помощью ракетносителя подземного, воздушного базирования при высокой оперативности подготовки к запуску [1];
- технологичность создания, отвечающая стратегии сокращения расходов и риска [2; 3];
- возможность быстрой модификации для решения широкого круга задач с различным целевым назначением;
- снижение степени влияния спутниковой платформы на работу полезной нагрузки из-за меньшего собственного гравитационного, электромагнитного и газового (внешняя собственная атмосфера) фона;
- экономическая эффективность целевого использования на высотах функционирования до 1000 км и особенно на высотах 200–500 км, на которых срок активного существования других классов КА, например тяжёлых КА, без применения соответствующих средств коррекции орбиты достаточно мал;
- возможность утилизации в случае выхода из строя за счёт полного или частичного сгорания КА в верхних слоях атмосферы, т. е. простой способ утилизации объекта, что, в свою очередь, ведёт к уменьшению космического мусора на орбите и околоземного пространства [4];
- ценовая привлекательность.

Например, при запуске ракетносителя «Союз-2.1а» 14 июля 2017 г. с космодрома Байконур были выведены одновременно 73 малых отечественных и зарубежных КА: КА «Канопус-В-ИК», КА «Искра-МАИ-85» и др. [5], а на рис. 1 представлено их размещение на ракетносителях.

Таким образом, появился новый класс КА – малые КА, классификация которых приведена в табл. 1.

Миниатюризация космической техники привела и к миниатюризации бортовой антенной системы [6].

Таблица 1

Классификация класса малых КА по стартовой массе

№ п/п	Класс КА	Масса КА, кг
1	Фемто-	До 0,1
2	Пико-	От 0,1 до 1
3	Нано-	От 1 до 10
4	Микро-	От 10 до 100
5	Мини-	От 100 до 500
6	Малый	От 500 до 1000

В настоящий момент, учитывая всё вышесказанное, существует острая потребность в малогабаритных, невыступающих антеннах для класса малых КА [7; 8].

Целью данной статьи является разработка малогабаритной, невыступающей антенной системы для класса сверхмалых КА CubeSat.

Основные проблемы. CubeSat – формат сверхмалых КА для исследования космоса. КА CubeSat обычно имеют объём до 1 литра и массу, не превышающую 1,33 кг. Относительная лёгкость создания и небольшая стоимость сделала такие спутники доступными для массового производства. В табл. 2 приведены характеристики данного класса сверхмалых КА.

Таблица 2

Размеры и вес сверхмалых КА CubeSat

Обозначение	Размеры	Вес
1U	100×100×113,5 мм	До 1,33 кг
2U	100×100×226,5 мм	До 2,67 кг
3U	100×100×340,5 мм	До 4 кг
4U	100×100×533,5 мм	До 5,33 кг
5U	100×100×665,5 мм	До 6,67 кг
6U	100×200×340,5 мм	До 8 кг

На рис. 2 и 3 представлены примеры конструкций КА CubeSat [9; 10].

Традиционно в качестве бортовых АФУ КА используются различные типы антенн: спиральные, вибраторные, рупорные, щелевые, зеркальные, открытый конец волновода и др. [11].

Так как площадь поверхности КА, предназначенная для установки АФУ, например, для КА типа CubeSat, составляет не более 10×10 см (табл. 2), то необходимо использовать такой тип антенны, который удачно размещался бы на поверхности. В свою очередь, необходимо также обеспечить приемлемые электрические характеристики антенной системы малого КА [12].



Рис. 1. Ракетоноситель «Союз-2.1а» с малыми КА (дата запуска – 14.07.2017 г.)

Fig. 1. The rocket carrier "Soyuz-2.1 a" with small spacecrafts (launch date 14.07.2017)

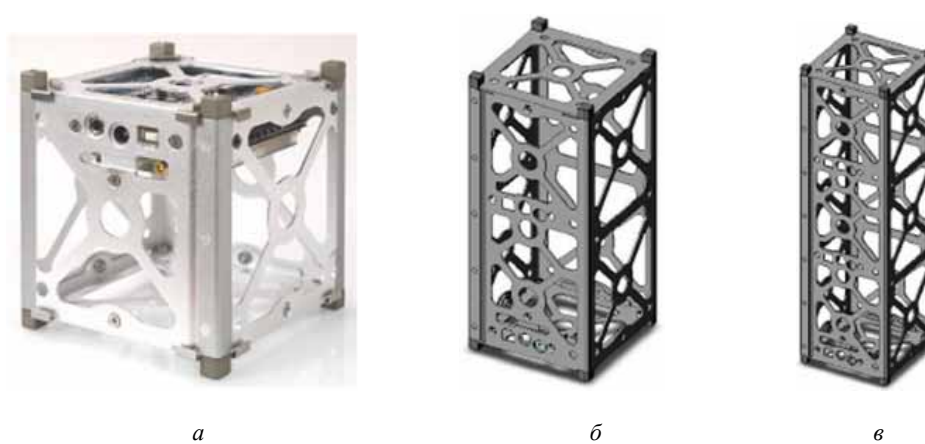


Рис. 2. Каркасная конструкция КА CubeSat:
a – размером 1U; *б* – размером 2U; *в* – размером 3U

Fig. 2. The frame construction of CubeSat 1U, 2U, 3U

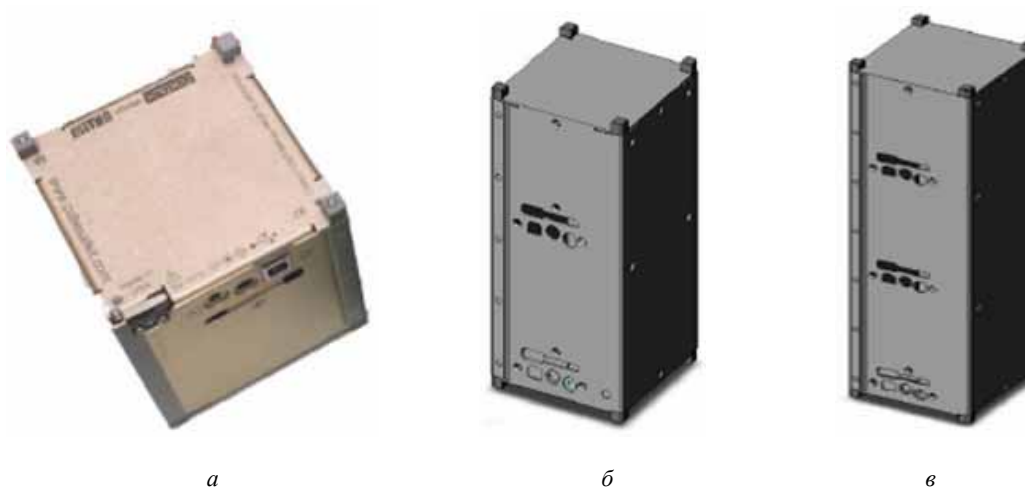


Рис. 3. Конструкция КА CubeSat с применением сплошных стенок:
a – размером 1U; *б* – размером 2U; *в* – размером 3 U

Fig. 3. The construction of CubeSat 1U, 2U, 3U with using of solid walls

Вариант построения миниатюрной бортовой антенной системы КА CubeSat. Проведен анализ научно-технической литературы по изысканию путей построения малогабаритной, невыступающей антенной системы для класса малых КА [13–16].

В ходе обзора был сделан выбор в пользу микрополосковых (печатных) антенн (МПА) [17].

МПА, как правило, представляют собой многослойные конструкции, состоящие из проводящей подложки, одного или нескольких слоёв диэлектрика и помещённых на них плоских проводящих излучающих элементов, как показано на рис. 4 [18; 19].

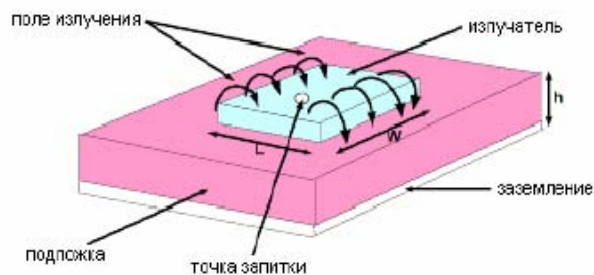


Рис. 4. Структура МПА

Fig. 4. Structure of microstrip antenna

МПА способны излучать энергию с линейной, круговой и эллиптической поляризацией, допускают удобные конструктивные решения для обеспечения одно-, двух- и многочастотных режимов, позволяют легко объединить несколько излучателей в антенную решётку и разместить их на поверхности сложной формы. Также МПА обладают высокими аэродинамическими, механическими и температурными характеристиками.

Данный тип антенн обладает рядом неоспоримых преимуществ для построения указанной антенной системы малых КА, а именно:

- малогабаритной, невыступающей конструкции;
- обеспечивают заданные требования к бортовым антеннам, составляющим антенную систему малых КА [12];
- высокой технологичностью благодаря применению печатных технологий при изготовлении [20];
- простой конструкцией из-за минимального количества элементов, входящих в конструкцию самой антенны, что в свою очередь повышает надёжность;
- возможностью быстрого изготовления при серийном производстве благодаря простой конструкции, повторяемости характеристик и т. д.;
- низкой стоимости благодаря малой металлоёмкости и возможности быстрого изготовления.

Результаты моделирования. При моделировании бортовых антенн сверхмалого КА CubeSat был применён метод конечных элементов [21].

Как правило, для осуществления связи с бортом применяются частоты 435–438 МГц любительского УКВ-диапазона спутниковой связи. Бортовая антенная система включает в себя и навигационную антенну (ГЛОНАСС, GPS).

В работах [22; 23] предложены и подробно представлены конструкция разработанной антенны и применяемые материалы в качестве диэлектрика подложки. Подобный подход позволил уменьшить габариты бортовой антенны в 2–2,5 раза по сравнению с существующими аналогами.

На рис. 5 представлены исследуемые электродинамические модели связанной бортовой антенны сверхмалого КА.

Как видно на рис. 5, моделирование осуществлялось на поверхности КА трёх форматов (1U, 2U и 3U), так как это наиболее используемые в настоящий момент форматы сверхмалого КА CubeSat. Габариты модели составили 59×59 мм, толщина – 8 мм, материал диэлектрика – ФЛАН-10 ($\epsilon = 10$; $\text{tg } \delta = 1,5 \cdot 10^{-3}$). При построении данной модели также был использован предложенный ранее способ миниатюризации УКВ МПА [23].

На рис. 6 представлены зависимости коэффициента стоячей волны (КСВ) модели антенны от частоты.

Как видно, влияние габаритов корпуса КА на КСВ бортовой антенны незначительное. С увеличением габаритов наблюдается смещение частоты вправо по частотной оси. Однако благодаря хорошему согласованию за счёт подбора места расположения запитывающего штыря (точки возбуждения) [24], на рабочих частотах 435–438 МГц КСВ минимален (рис. 6), что соответствует предъявляемым требованиям по согласованию к бортовым антеннам малых КА [12].

На рис. 7 представлены диаграммы направленности (ДН) модели антенны, где видно, что в пределах рабочих углов $\pm 60^\circ$, согласно предъявляемому требованию к ДН антенн малых КА [12], изменение габаритов самого КА незначительно влияет на ширину и форму ДН бортовой МПА и составляет менее 1 дБ (рис. 7).

На рис. 8 показан коэффициент усиления (КУ) модели антенны.

Видно, что в пределах рабочих углов $\pm 60^\circ$, согласно предъявляемому требованию к КУ антенн малых КА [12], изменение габаритов самого КА незначительно влияет на КУ бортовой МПА и составляет менее 0,5 дБ (рис. 8).

Результаты моделирования бортовой связанной МПА сверхмалого КА CubeSat сведены в табл. 3.

Разработанная МПА излучает линейную поляризацию. Данный выбор сделан из следующих соображений. При приёме на круговую поляризацию в случае неориентированного полёта приём с противоположной поляризацией невозможен. А антенна с линейной поляризацией даёт ослабление сигнала только 3 дБ. Также предложенная антенна может быть использована не только как связанная, но и в качестве телеметрической и телекомандной.

Таким образом, разработана малогабаритная, невыступающая, связанная бортовая МПА сверхмалого КА CubeSat с приемлемыми характеристиками направленности [25].

Экспериментальное исследование. Измерение характеристик направленности бортовых МПА проводилось на территории антенного полигона АО «НИИЭМ» в полубезэховой камере [26].

В ходе измерений использовано следующее оборудование:

- измерительная антенна П6-23А (эталонная);
- измеритель КСВ и затухания «Обзор 304/1» фирмы «ПЛАНАР», г. Челябинск;
- координатно-поворотное устройство;
- технологические кабели;
- программное обеспечение для антенных измерений.

Измерения характеристик направленности проводились в соответствии с программой и методикой для космической продукции двойного назначения.

На рис. 9 представлена измерительная установка для проведения измерений с применением метода эталонной антенны [27].

Изменение положения модели КА меняется с помощью координатно-поворотного устройства в пределах полного телесного угла.

МПА 435 МГц в масштабе 1×1 была размещена на корпусе КА, как показано на рис. 10.

На рис. 11 представлена зависимость КСВ исследуемой антенны от частоты. На рис. 12 приведены ДН антенны.

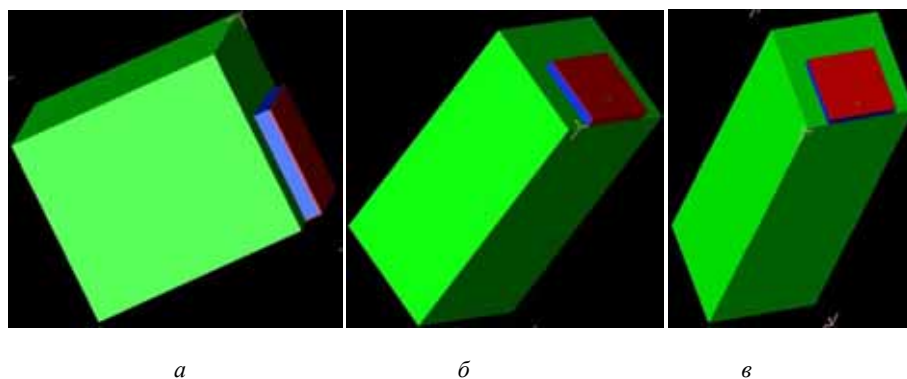


Рис. 5. Модели бортовой связанной МПА сверхмалого КА CubeSat:
а – формата 1U; б – формата 2U; в – формата 3U

Fig. 5. Models of on-board connected microstrip antenna of CubeSat 1 U, 2U, 3U

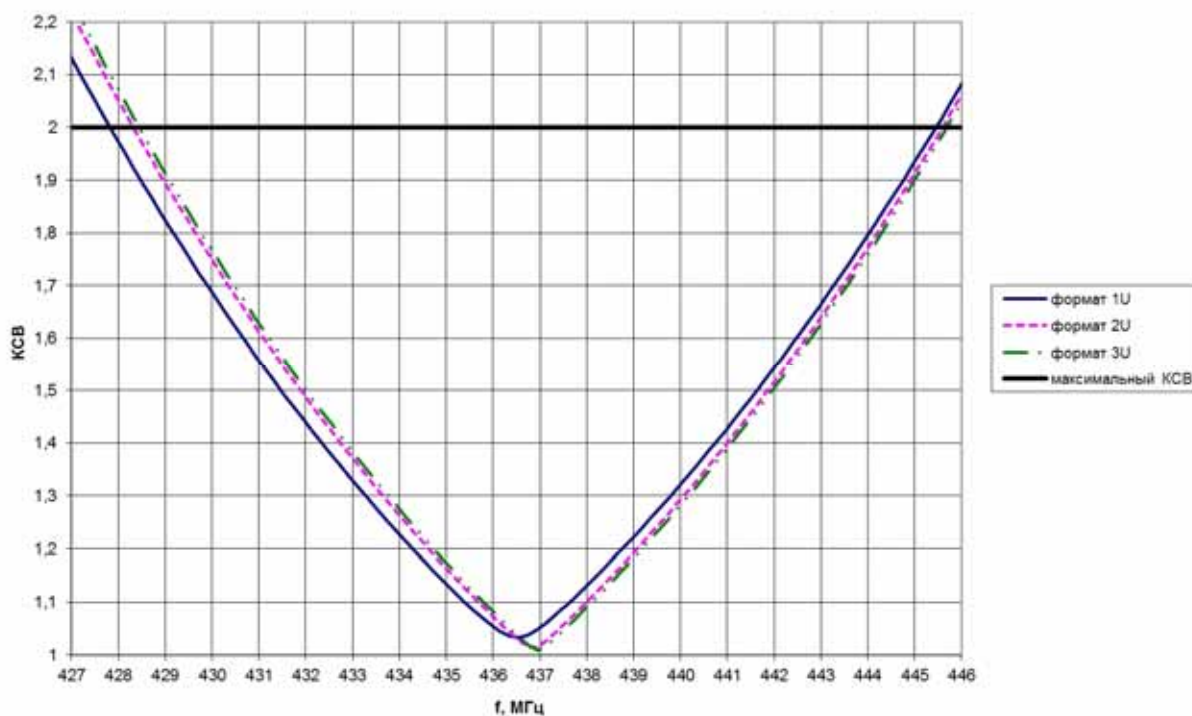
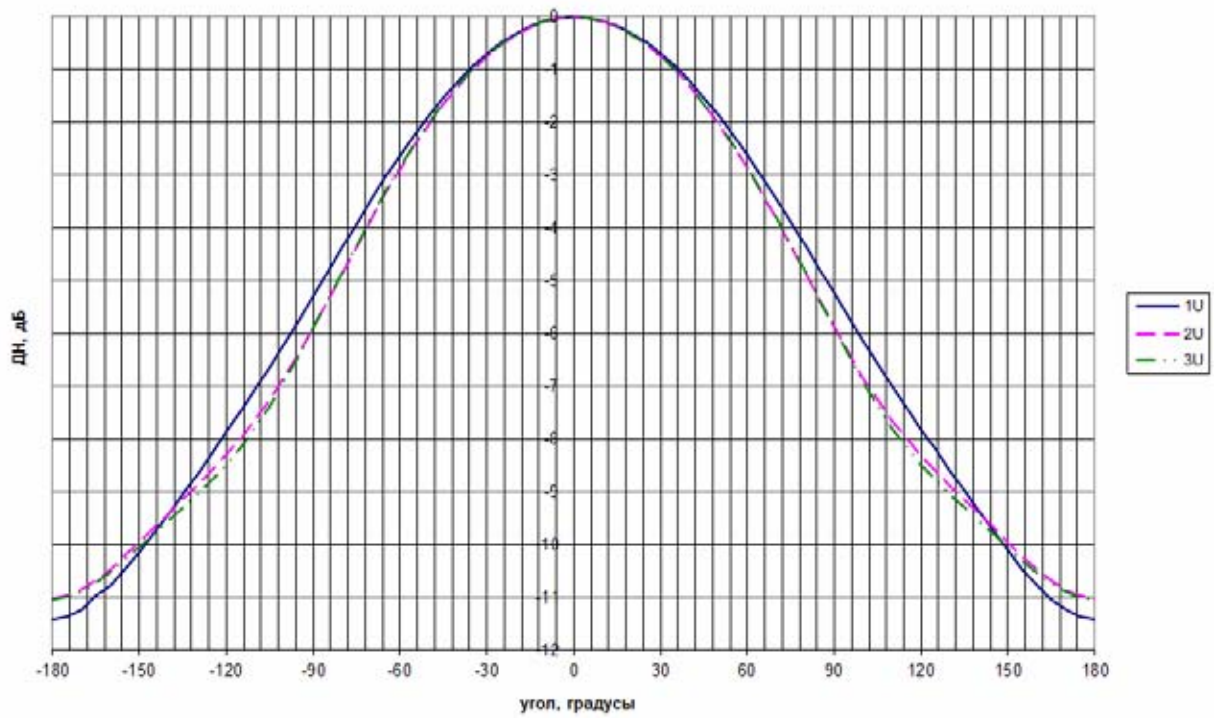
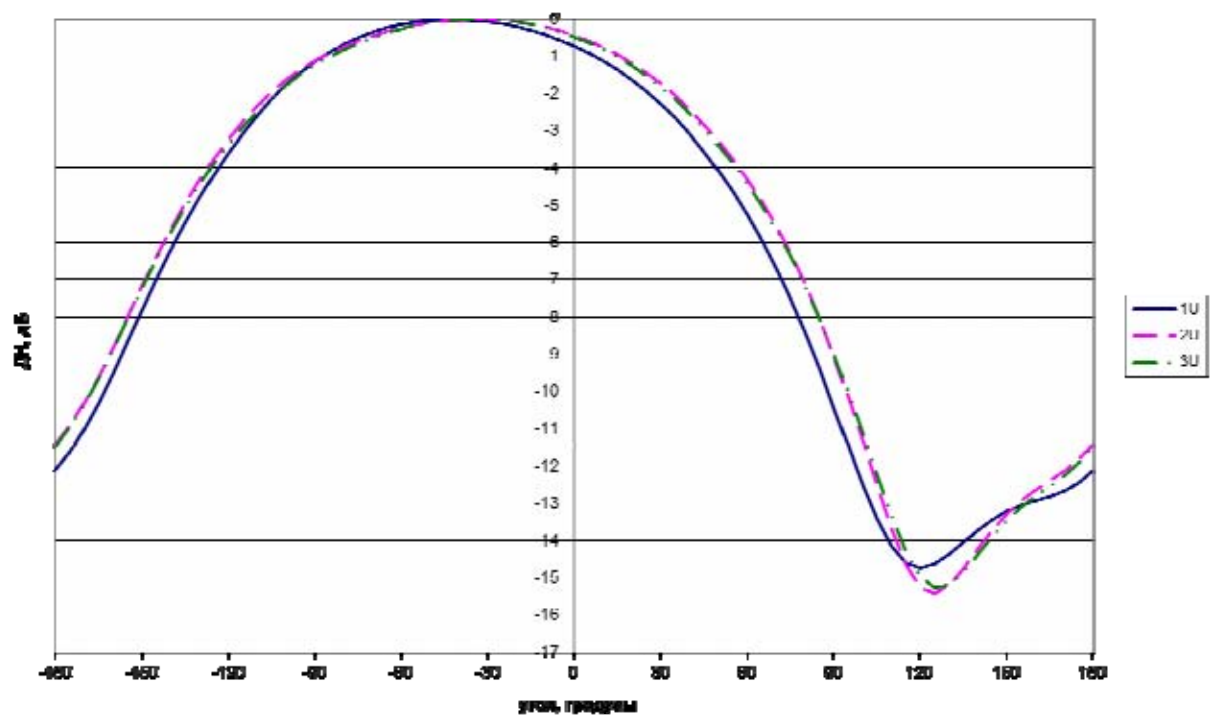


Рис. 6. КСВ модели бортовой связанной МПА сверхмалого КА CubeSat

Fig. 6. VSWR of model of on-board connected microstrip antenna of CubeSat



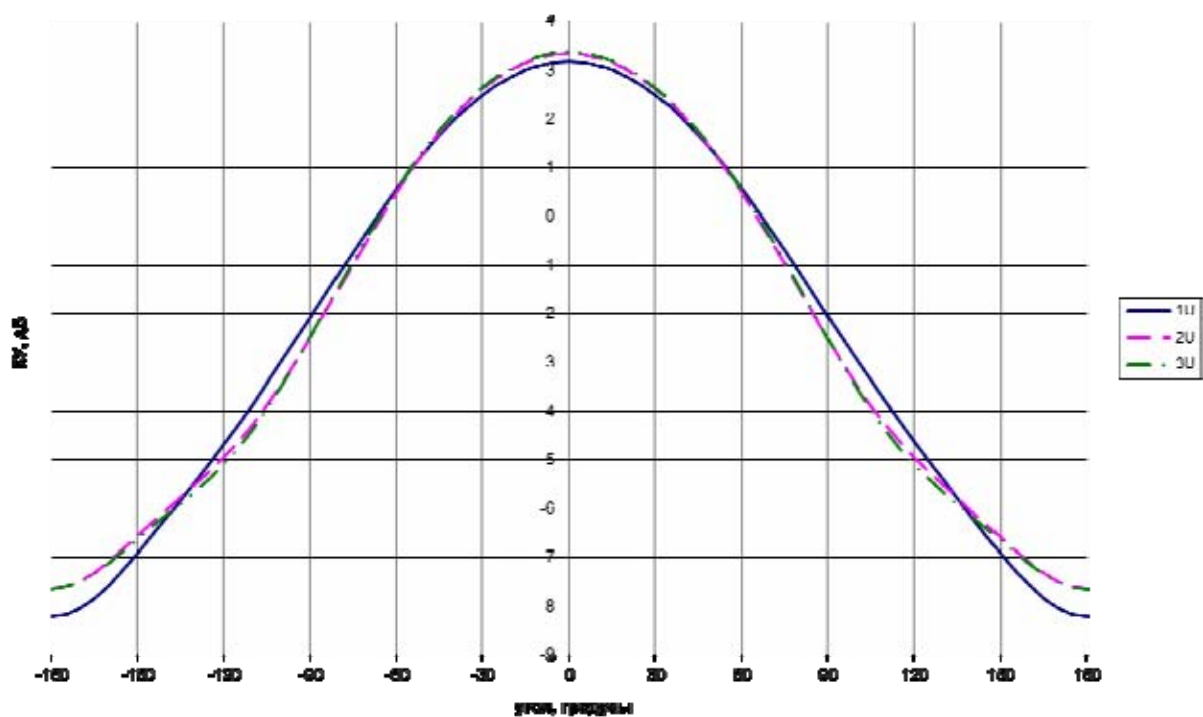
a



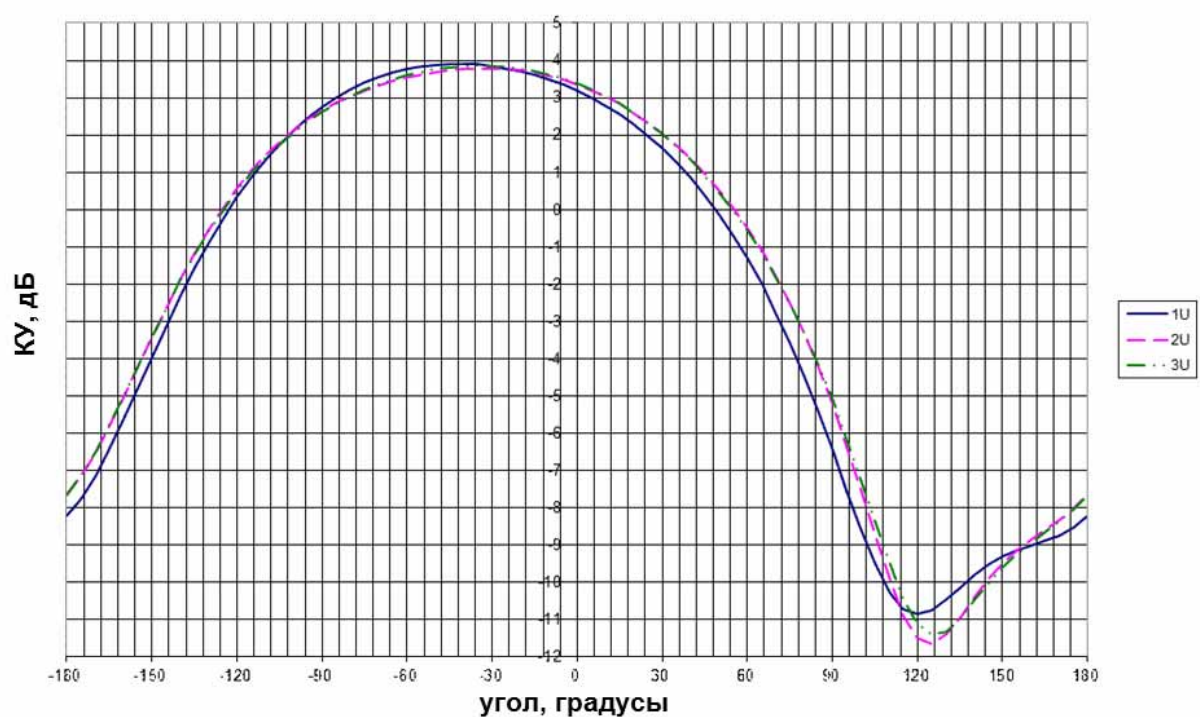
b

Рис. 7. ДН модели бортовой связанной МПА сверхмалого КА CubeSat:
a – при $\varphi = 0^\circ$; б – при $\varphi = 90^\circ$

Fig. 7. Radiation pattern of model of on-board connected microstrip antenna of CubeSat:
a – under $\varphi = 0^\circ$; b – under $\varphi = 90^\circ$



a



б

Рис. 8. КУ модели бортовой связанной МПА сверхмалого КА CubeSat:
a – при $\varphi = 0^\circ$; *б* – при $\varphi = 90^\circ$

Fig. 8. Gain of model of on-board connected microstrip antenna of CubeSat :
a – under $\varphi = 0^\circ$; *b* – under $\varphi = 90^\circ$

Таблица 3

Результаты моделирования МПА сверхмалого КА CubeSat

Параметры оценки	Предъявляемые требования			Полученный результат		
	1U	2U	3U	1U	2U	3U
Габариты, см	Не более 10×10×1			Не более 5,9×5,9×0,8		
Частотный диапазон, МГц	435–437 МГц			435–437 МГц		
КСВ	Не более 2			Не более 1,1		
Рабочая полоса частот, МГц	Не менее 3			18	17	25
ДН	Полусфера			±180° по уровню –11 дБ		
КУ, дБ	В рабочем секторе углов			+3,3 дБ в направлении максимума излучения и +0,5 дБ в секторе углов ±60°		



Рис. 9. Фото измерительной установки

Fig. 9. The photo of the measuring system



Рис. 10. Фото антенного макета сверхмалого КА CubeSat формата 1U с МПА 435 МГц

Fig. 10. The photo of the antenna layout

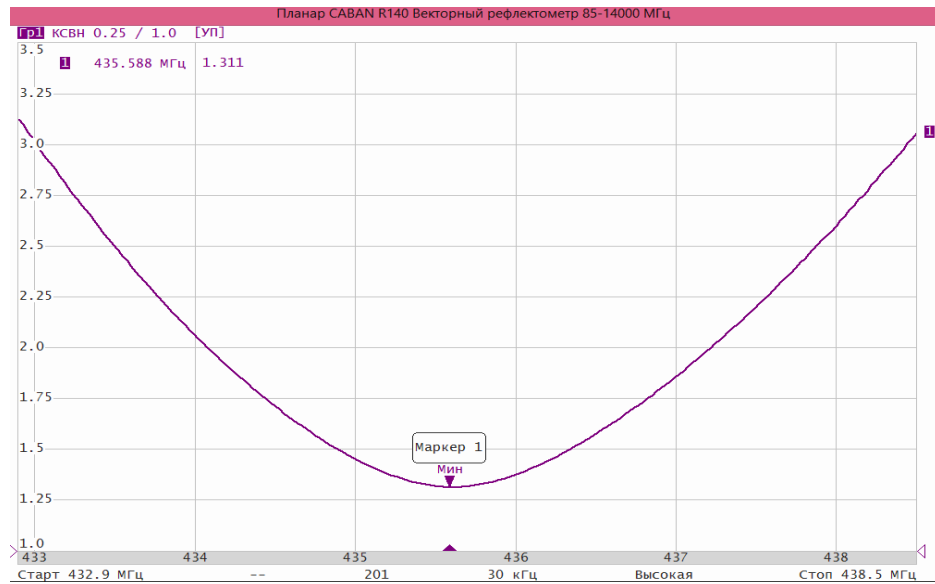


Рис. 11. Зависимость КСВ МПА 435 МГц сверхмалого КА CubeSat формата 1U от частоты

Fig. 11. VSWR of 435 MHz microstrip antenna of CubeSat 1U

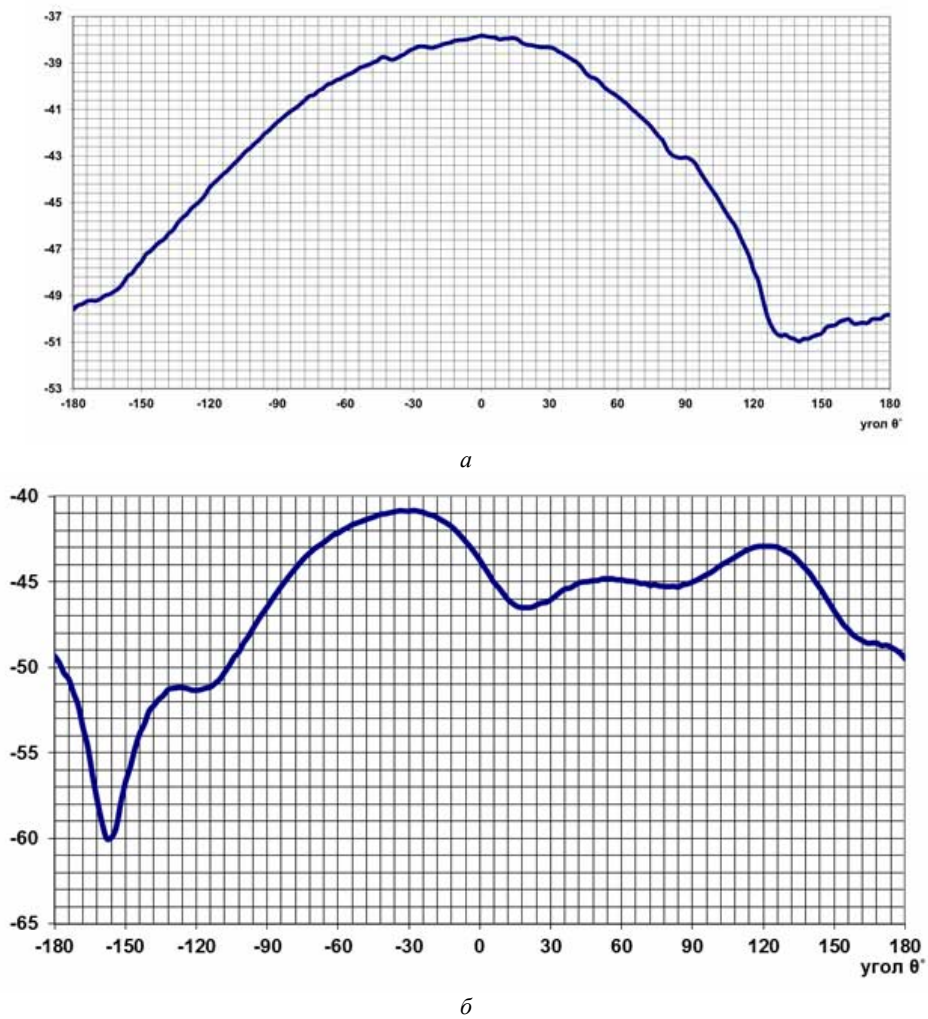


Рис. 12. Ненормированная ДН бортовой МПА сверхмалого КА CubeSat формата 1U:
 $a - \varphi = 0^\circ$; $b - \varphi = 90^\circ$

Fig.12. The non-normalized radiation pattern of 435 MHz microstrip antenna of CubeSat 1U:
 $a - \varphi = 0^\circ$; $b - \varphi = 90^\circ$

Из представленных результатов (рис. 12) видно, что измеренные ДН антенны имеют искажённый (изрезанный) вид, что в свою очередь вызвано влиянием корпуса сверхмалого КА CubeSat формата 1U, размещённых вокруг бортовой антенны элементов конструкции малого КА (см. рис. 10), а также конструктивными особенностями самой МПА.

В ходе экспериментального исследования были получены следующие значения КУ бортовой МПА 435 МГц сверхмалого КА CubeSat:

- КУ = 3,2 дБ в направлении максимума излучения;
- КУ = 0,5 дБ в рабочем секторе углов $\pm 60^\circ$.

Заключение. Разработанная антенна (см. рис. 10) предназначена для применения в качестве вспомогательной связной антенны, которая размещается вместе с навигационной антенной на одной стороне сверхмалого КА CubeSat благодаря малым габаритам. Основная связная антенна располагается на противоположной стороне аппарата, направленной на Землю. Такое расположение бортовых антенн позволяет обеспечивать связь между КА и наземными пунктами приёма в случае неориентированного полёта.

Таким образом, в работе предложен вариант построения бортовой антенной системы сверхмалого КА типа CubeSat с помощью МПА. Представлены результаты электродинамического моделирования и натурального эксперимента. Показано хорошее совпадение результатов моделирования и эксперимента [28].

Библиографические ссылки

1. Пичурин Ю. Г. Анализ состояния работ по МКА наблюдения и возможностей использования их в интересах мониторинга природной среды // Труды НИИ космических систем. 2000.
2. Минаев И. В. Особенности создания космической техники в современных условиях. Ч. 1. Общие положения. Вопросы электромеханики // Труды НПП ВНИИЭМ. 2010. Т. 118, № 5. С. 29–22.
3. Минаев И. В. Особенности создания космической техники в современных условиях. Ч. 2. Концептуальные основы анализа рисков. Вопросы электромеханики // Труды ВНИИЭМ. 2012. Т. 127, № 2. С. 15–20.
4. Кириченко Д. В., Половников В. И. Низкоорбитальная космическая система наблюдения за космическим мусором на базе группировки малых космических аппаратов // Успехи современной радиоэлектроники. 2010. № 3. С. 19–22.
5. Государственная корпорация по космической деятельности РОСКОСМОС. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.roscosmos.ru/23687/> (дата обращения: 31.10.2017).
6. Бочаров В. С., Генералов А. Г., Гаджиев Э. В. Миниатюризация бортовых антенно-фидерных устройств космических аппаратов // Перспективы развития антенно-фидерных устройств летательных аппаратов : сб. тезисов научно-технического семинара. Истра : ОАО «НИИЭМ», 2013. С. 51–54.
7. Бочаров В. С., Генералов А. Г., Гаджиев Э. В. Пути построения малогабаритных, невыступающих бортовых антенных систем малых космических аппаратов // Радиофизические методы в дистанционном зондировании сред / Научный совет РАН по распространению радиоволн. 2014. С. 114–118.
8. Гаджиев Э. В. Пути построения малогабаритных, невыступающих бортовых антенно-фидерных систем космических аппаратов [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2014. № 76. С. 13. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=50113> (дата обращения: 31.10.2017).
9. CubeSat Design Specification Rev. 12. California State Polytechnic University.
10. Leonard David. Cubesats: Tiny Spacecraft, Huge Payoffs. Space.com. 2004.
11. Bocharov V. S., Generalov A. G., Gadzhiev E. V. Antenna-feeder devices in the development of OJSC 'NIIEМ' // 23rd International Crimean Conference Microwave and Telecommunication Technology, Conference Proceedings. Istra (Moscow region), 2013. P. 46–47.
12. Бочаров В. С., Генералов А. Г., Гаджиев Э. В. Проблемы построения антенной системы малых космических аппаратов // СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии (КрыМиКо'2016) : материалы 26-й Междунар. Крымской конф. : в 13 т. 2016. С. 1058–1064.
13. Варианты построения бортовых антенно-фидерных устройств для малых космических аппаратов / В. С. Бочаров [и др.] // Механика, управление и информатика. 2015. Т. 7, № 4 (57). С. 54–60.
14. Бочаров В. С., Генералов А. Г., Гаджиев Э. В. Антенны для малых космических аппаратов // Создание малых космических аппаратов. Актуальные проблемы и пути их решения : материалы круглого стола в рамках конференции «Иосифьяновские чтения». 2016. С. 190–197.
15. Варианты построения перспективных бортовых антенных систем космических аппаратов нано- и микроклассов / А. Г. Генералов [и др.] // СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии (КрыМиКо'2016) : материалы 26-й Междунар. Крымской конф. : в 13 т. 2016. С. 1051–1057.
16. Бочаров В. С., Генералов А. Г., Гаджиев Э. В. Построение миниатюрной антенной системы малых и сверхмалых КА // Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий : сб. тр. VIII Всерос. науч.-техн. конф. М. : АО «РКС», 2016. С. 478–482.
17. Гаджиев Э. В. Возможность применения микрополосковых антенн на космических аппаратах // Инновации в авиации и космонавтике–2012 : сб. тезисов докладов Московской молодёжной науч.-практ. конф. М. : ООО «Принт-салон», 2012. С. 87–88.
18. Панченко Б. А., Нефёдов Е. И. Микрополосковые антенны. М. : Радио и связь, 1986. 144 с.
19. Вейцель А. В., Вейцель В. А., Татарников Д. В. Аппаратура высокоточного позиционирования по сигналам глобальных навигационных спутниковых систем: высокоточные антенны // Специальные методы повышения точности позиционирования. М. : МАИ-ПРИНТ, 2010. 368 с.
20. Bocharov V. S., Generalov A. G., Gadzhiev E. V. Application of printing technologies to design on-board

antenna systems of spacecrafts // 40th COSPAR Scientific Assembly. M. C0.3–0014-14.

21. Гаджиев Э. В. Моделирование бортовых антенн СВЧ космических аппаратов // Антенны. 2013. № 9 (196). С. 65–68.

22. Бочаров В. С., Генералов А. Г., Гаджиев Э. В. Выбор диэлектрика подложки микрополосковой антенны при построении миниатюрной антенны // Антенны. 2014. № 12 (211). С. 38–44.

23. Бочаров В. С., Генералов А. Г., Гаджиев Э. В. Способ создания микрополосковых антенн метрового диапазона и устройство, реализующее этот способ : пат. RUS 2583334 от 16.09.2014.

24. Моделирование бортовой микрополосковой антенны / Е. В. Овчинникова [и др.] // Антенны. 2016. № 7 (227). С. 10–22.

25. Гаджиев Э. В. Миниатюрные антенны для малых космических аппаратов CubeSat // Разработка, производство, испытания и эксплуатация космических аппаратов и систем : сб. тезисов науч.-техн. конф. молодых специалистов АО «ИСС». Железнодорожск, 2017. С. 27–29.

26. Акционерное общество «Научно-исследовательский институт электромеханики» (АО «НИИ-ЭМ») [Электронный ресурс]. URL: http://niiem.ru/index.php?option=com_content&view=article&catid=8&id=120 (дата обращения: 31.10.2017).

27. Устройства СВЧ и антенны / Д. И. Воскресенский [и др.]. М. : Радиотехника, 2008. 384 с.

28. Гаджиев Э. В. УКВ-антенны малых космических аппаратов : дис. ... канд. техн. наук. МАИ, 2016. С. 152.

References

1. Pichurin Yu. G. [Analysis of the status of small spacecrafts surveillance work and the possibilities of using them in the interests of monitoring the natural environment]. *Trudy NII kosmicheskikh sistem*. 2000 (In Russ.).

2. Minaev I. V. [Features of the creation of space technology in modern conditions. Part 1. General provisions.]. *Voprosy elektromekhaniki. Trudy NPP VNIEM*. 2010, Vol. 118, No 5. P. 29–22 (In Russ.).

3. Minaev I. V. [Features of the creation of space technology in modern conditions. Part 2. Conceptual framework for risk analysis]. *Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIEM*, 2012, Vol. 127, No 2, P. 15–20 (In Russ.).

4. Kirichenko D. V., Polovnikov V. I. [Low-orbital space system for monitoring space debris on the basis of a grouping of small spacecraft.]. *Uspekhi sovremennoy radioelektroniki*. 2010, No 3, P. 19–22 (In Russ.).

5. Gosudarstvennaya korporatsiya po kosmicheskoy deyatel'nosti ROSKOSMOS [State Corporation for Space Activities, ROSKOSMOS]. Available at: <https://www.roscosmos.ru/23687/> (accessed 31.10.2017).

6. Bocharov V. S., Generalov A. G., Gadzhiev E. V. [Miniaturization of onboard antenna-feeder devices of spacecraft]. *Sbornik tezisev nauchno-tekhnicheskogo seminarov "Perspektivy razvitiya antenno-fidernykh ustroystv letatel'nykh apparatov"*. [Materials of scientific

and technical conference "Prospects of development of antenna-feeder devices of aircrafts"]. Istra, 2013, P. 51–54 (In Russ.).

7. Bocharov V. S., Generalov A. G., Gadzhiev E. V. [Ways of design small-size, low-profile onboard antenna systems of small spacecrafts]. *V sbornike: Radiofizicheskie metody v distantsionnom zondirovanii sred Nauchnyy sovet RAN po rasprostraneniyu radiovoln*. [Proceedings of scientific conference "Radiophysical methods in remote sensing environments"]. Murom, 2014, P. 114–118 (In Russ.).

8. Gadzhiev E. V. [Ways of design small-size, low-profile onboard antenna systems of small spacecrafts]. *Trudy MAI*. 2014, No. 76 (In Russ.). Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=50113> (accessed 31.10.2017).

9. CubeSat Design Specification Rev. 12. California State Polytechnic University.

10. Leonard David. Cubesats: Tiny Spacecraft, Huge Payoffs. Space.com. 2004.

11. Bocharov V. S., Generalov A. G., Gadzhiev E. V. Antenna-feeder devices in the development of OJSC 'NIEM', Istra (Moscow region). 23rd International Crimean Conference Microwave and Telecommunication Technology, Conference Proceedings. 2013, P. 46–47.

12. Bocharov V. S., Generalov A. G., Gadzhiev E. V. [Design problems of antenna system small spacecrafts]. 26 *Mezhdunarodnaya Krymskaya konferentsiya "SVCh-tehnika i telekommunikatsionnye tekhnologii" (KryMiKo'2016) materialy konferentsii*. [Proceedings of the 26th International conference "Microwave & Telecommunication Technology"]. Sevastopol, 2016, P. 1058–1064 (In Russ.).

13. Bocharov V. S., Generalov A. G., Gadzhiev E. V., Alekseeva N. S. [Variants of on-board antenna-feeder devices for small spacecraft]. *Mekhanika, upravlenie i informatika*. 2015, Vol. 7, No. 4 (57), P. 54–60 (In Russ.).

14. Bocharov V. S., Generalov A. G., Gadzhiev E. V. [Antennas for small spacecrafts]. *Materialy kruglogo stola "Sozдание mal'kh kosmicheskikh apparatov. Aktual'nye problemy i puti ikh resheniya" V ramkakh konferentsii "Iosif'yanovskie chteniya"*. [Proceedings of roundtable discussion "Design of small spacecrafts. Actual problems and ways of solutions" within the conference "Iosif'yanovskie chteniya"]. Istra, 2016, P. 190–197 (In Russ.).

15. Generalov A. G., Gadzhiev E. V., Pochtouk N. I., Russkin A. B., Tumanov M. V. [Design variants of perspective on-board antenna systems nano- and micro-spacecrafts]. 26 *Mezhdunarodnaya Krymskaya konferentsiya "SVCh-tehnika i telekommunikatsionnye tekhnologii" (KryMiKo'2016) materialy konferentsii*. [Proceedings of the 26th International conference "Microwave & Telecommunication Technology"]. Sevastopol, 2016, P. 1051–1057 (In Russ.).

16. Bocharov V. S., Generalov A. G., Gadzhiev E. V. [The construction of the miniature antenna system of small and micro-spacecraft]. *Sbornik trudov VIII Vserossiyskaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya "Aktual'nye problemy raketno-kosmicheskogo priborostroyeniya i informatsionnykh tekhnologii"* [Proceedings of VIII International scientific-technical conference "Actual

problems of space-rocket instrument engineering and information technologies”]. Moscow, 2016, P. 478–482 (In Russ.).

17. Gadzhiev E. V. [The possibility of application of microstrip antennas on spacecraft]. *Sbornik tezisov dokladov Moskovskoy molodezhnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii “Innovatsii v aviatsii i kosmonavtike–2012”*. [Proceedings of Moscow youth scientific-practical conference ‘Innovations in aviation and cosmonautics–2012’]. Moscow, 2012, P. 87–88 (In Russ.).

18. Panchenko B. A., Nefedov E. I. *Mikropoloskovye anteny* [Microstrip antennas]. Moscow, Radio i svyaz’ Publ., 1986, 144 p.

19. Veitzel A. V., Veitsel V. A., Tatarnikov D. V. *Apparatura vysokotochnogo pozitsionirovaniya po signalam global’nykh navigatsionnykh sputnikovyykh sistem: vysokotochnye anteny. Spetsial’nye metody povysheniya tochnosti pozitsionirovaniya* [Equipment of high-precision positioning signals of global navigation satellite systems: high-precision antennas. Special methods of increase of accuracy of positioning]. Moscow, MAI-PRINT Publ., 2010, 368 p.

20. Bocharov V. S., Generalov A. G., Gadzhiev E. V. Application of printing technologies to design on-board antenna systems of spacecrafts. 40th COSPAR Scientific Assembly. Moscow, C0.3–0014–14.

21. Gadzhiev E. V. [Simulation of on-board microwave antennas of spacecrafts]. *Antenny*. 2013, No. 9 (196), P. 65–68 (In Russ.).

22. Bocharov V. S., Generalov A. G., Gadzhiev E. V. [Selection of the dielectric substrate of microstrip antenna in the designing of a miniature antenna]. *Antenny*. 2014, No. 12 (211), P. 38–44 (In Russ.).

23. Bocharov V. S., Generalov A. G., Gadzhiev E. V. *Sposob sozdaniya mikropoloskovykh anten metrovogo diapazona i ustroystvo, realizuyushchee etot sposob*. [A method of creating a microstrip antenna meter range and device implementing this method]. Patent RF, No 2583334, 2014.

24. Ovchinnikova E. V., Kondratieva S. G., Bocharov V. S., Generalov A. G., Gadzhiev E. V. [Modeling on-board microstrip antenna]. *Antenny*. 2016, No. 7 (227), P. 10–22 (In Russ.).

25. Gadzhiev E. V. [Miniature antenna for CubeSat]. *Sbornik tezisov nauchno-tekhnicheskoy konferentsii molodykh spetsialistov AO “ISS” “Razrabotka, proizvodstvo, ispytaniya i ekspluatatsiya kosmicheskikh apparatov i sistem”* [Materials of scientific–technical conference of young specialists of JSC “ISS” “Development, manufacture, testing and operation of spacecrafts and systems”]. Zheleznogorsk, 2017, P. 27–29 (In Russ.).

26. *Aktsionernoe obshchestvo “Nauchno-issledovatel’skiy institut elektromekhaniki” (AO “NIIEM”)* [Joint-stock company “Research Institute for Electromechanics” (JSC “NIIEM”) (In Russ.). Available at: http://niiem.ru/index.php?option=com_content&view=article&catid=8&id=120 (accessed 31.10.2017).

27. Voskresenskiy D. I., Gostyukhin V. L., Maksimov V. M., Ponomarev L. I. *Ustroystva SVCh i anteny* [Microwave device and antenna]. Moscow, Radio-tekhnika Publ., 2008, 384 p.

28. Gadzhiev E. V. *UKV anteny malykh kosmicheskikh apparatov* [VHF antenna small satellites]. Moscow, MAI Publ., 2016, 152 p.

**АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ ИМИТАТОРА СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ
НА ОСНОВЕ СВЕТОДИОДНЫХ ИСТОЧНИКОВ ДЛЯ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**Г. В. Двирный¹, А. А. Шевчук^{1,2*}, В. В. Двирный⁴, М. В. Елфимова⁴, Г. Г. Крушенко³¹АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»,
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52²Сибирский федеральный университет

Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

³Институт вычислительного моделирования СО РАН

Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/44

⁴Сибирская пожарно-спасательная академия ГПС МЧС России

Российская Федерация, 662971, г. Железногорск, Красноярский край, ул. Северная, д. 1

*E-mail: expert-zh24@yandex.ru

Имитатор солнечного излучения является одним из самых сложных элементов испытательного оборудования, применяемого в ходе наземной отработки космических аппаратов. Большинство современных крупногабаритных имитаторов построено на основе массива газоразрядных ксеноновых ламп воздушного охлаждения по принципу «совмещенных фокусов». Основными недостатками подобных имитаторов являются низкая эффективность и малый ресурс ксеноновых газоразрядных ламп, высокие потери в сложной оптической системе, сложность и неудобство эксплуатации. Предложена схема свободного от указанных недостатков комбинированного имитатора на основе высокоэффективных светодиодов в видимой области спектра и дополнительных традиционных источников, которыми могут быть кварцево-галогенные лампы накаливания в инфракрасной и газоразрядные ртутные лампы среднего давления в ультрафиолетовой областях. Светодиодный источник конструктивно выполнен в виде матриц с распределенными параметрами, расположенных в виде одного или нескольких модулей внутри термовакуумной камеры, непосредственно возле объекта испытаний. Модули снабжены оптической системой, формирующей квазипараллельный световой поток, термоизоляцией и системой охлаждения, выводящей избыточное тепло за пределы камеры. Проведен краткий сравнительный анализ, в ходе которого показаны преимущества светодиодного имитатора по энергоэффективности, однородности и временной стабильности светового потока, надежности, долговечности и безопасности. Предлагаемый имитатор обладает лучшими массогабаритными характеристиками, не требует настройки и юстировки и имеет ряд дополнительных возможностей. Основным недостатком светодиодных источников является несоответствие спектра излучения солнечному. Необходимая спектральная точность может быть достигнута при применении в матрицах большого количества отдельно регулируемых по мощности групп белых и монохромных светодиодов с разными длинами волн и оптической системы, суммирующей потоки групп светодиодов по спектру, углу и площади. На примерах серийно выпускаемых зарубежных светодиодных имитаторов солнечного излучения наземного спектра АМ1,5 прослеживается тенденция перехода на светодиодные источники. Сделан вывод о возможности создания комбинированного имитатора солнечного излучения на основе высокоэффективных светодиодов для наземной отработки космических аппаратов, обладающего улучшенными техническими и эксплуатационными характеристиками.

Ключевые слова: космический аппарат, наземная отработка, термовакуумные испытания, имитатор солнечного излучения, световое пятно, источник излучения, светопрозрачающий диод.

Siberian Journal of Science and Technology. 2018, Vol. 19, No. 2, P. 271–280

**ANALYSIS OF LED-BASED SOLAR SIMULATOR DEVELOPMENT CAPABILITY
FOR SPACECRAFT GROUND TESTING APPLICATIONS**G. V. Dvirniy², A. A. Shevchuk^{1,2*}, V. V. Dvirniy⁴, M. V. Elfimova⁴, G. G. Krushenko³¹JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52, Lenin Str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation²Siberian Federal University

79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

³Institute of Computational Modelling SB RAS

50/44, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

⁴ Siberian Fire and Rescue Academy – branch of Saint-Petersburg University
of State Fire Service of EMERCOM of Russia
1, Severnaya Str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
*E-mail: expert-zh24@yandex.ru

A solar simulator is one of the most difficult elements of the test equipment used during ground testing of spacecrafts. The majority of modern large-size simulators are designed on the basis of the block of gas-discharge xenon lamps with air cooling using the principle of the "combined focuses". The main shortcomings of similar simulators are a low efficiency and a small resource of xenon gas-discharge lamps, high losses in the difficult optical system, complexity, and inconvenience of operation. The scheme of the combined simulator free from the specified shortcomings based on the high-effective light-emitting diodes in visible area of a range and additional traditional sources which can be quartz-halogen filament lamps in infrared and gas-discharge medium-pressure mercury-vapour arc lamps ultra-violet areas is offered. The LED source is structurally executed in the form of matrixes with the distributed parameters, located in the form of one or several modules in the thermal vacuum camera directly near the object of testing. Modules are supplied with the optical system forming a quasiparallel light stream, the heat insulation and the cooling system removing excess heat out of camera borders. The short comparative analysis showed advantages of the LED simulator on energy efficiency, uniformity and temporary stability of a light stream, reliability, durability and safety. The offered simulator possesses the best mass-dimensional characteristics, doesn't demand tuning and adjustment and has a number of additional opportunities. The main disadvantage of LED sources is the discrepancy of the solar radiation spectrum. Essential spectral accuracy can be reached at application in matrixes of a large number of separately power-controlled groups of white and monochrome light-emitting diodes with different length of waves and the optical system summarizing flows of groups of light-emitting diodes on a range, a corner and the area. On examples of serially produced foreign LED solar simulators of a ground-level AM1,5 range the tendency of transition to LED sources is traced. It is concluded that the creation of the combined solar simulator on the basis of highly effective light-emitting diodes for ground testing of spacecrafts possessing the improved technical and operational characteristics is possible.

Keywords: spacecraft, ground testing, thermal vacuum testing, solar simulator, luminous spot, emission source, light emitting diode.

Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-2-271–280

Введение. Комплексные термовакuumные испытания являются одним из главных этапов наземной отработки космических аппаратов (КА) и элементов их конструкции в условиях, имитирующих факторы воздействия космического пространства. Поэтому такие испытания проводятся в термовакuumных камерах в условиях, приближенных к условиям реальной эксплуатации КА с применением специальных стендов, систем и испытательного оборудования, в состав которого обязательно входят:

- система вакуумирования;
- имитатор черного холодного космоса;
- имитатор солнечного излучения;
- источники инфракрасного излучения;
- система обеспечения ориентации обрабатываемого КА;
- система регистрации температурных параметров;
- система управления тепловыми имитаторами, электрообогревателями и оборудованием КА [1].

Одним из базовых и наиболее сложных из перечисленных элементов является имитатор солнечного излучения (ИСИ), имитирующий солнечное воздействие на космический аппарат при орбитальном функционировании. Солнечные имитаторы создают поток непрерывного оптического излучения, основные характеристики которого должны с высокой точностью соответствовать аналогичным характеристикам излучения Солнца. В частности, к ИСИ для околоземной орбиты предъявляются следующие требования:

- удельная мощность светового потока равна 1340–1440 Вт/м²;
- неоднородность облучения до $\pm 15\%$;
- непараллельность лучей до 4 угловых градусов;

– спектральный диапазон, близкий к диапазону солнечного излучения в области 200–2000 нм [2].

Спектр излучения Солнца за пределами атмосферы AM0 (англ. Air Mass Zero, международный стандарт ASTM International E-490-00), полученный на основании многочисленных данных наземных и космических исследований, близок к спектру излучения абсолютно черного тела температурой 5773 К (рис. 1). Значение световой солнечной постоянной находится в диапазоне 1321–1412 Вт/м².

Новые циклограммы в программах наземной экспериментальной отработки предусматривают изменение солнечной постоянной и угла между направлением на Солнце и осями КА с обеспечением в течение времени различных уровней плотности светового потока – от 400 до 1450 Вт/м². По этой причине актуально новое требование к ИСИ – обеспечение и поддержание переменной во времени освещенности [2].

Одним из перспективных направлений для крупногабаритных ИСИ считается создание модульных систем на основе суммирования нескольких источников точечного излучения – массива охлаждаемых воздухом газоразрядных ксеноновых ламп [3] по принципу «совмещенных фокусов» [4]. На основе такого принципа созданы, например, два отечественных крупногабаритных ИСИ в составе ТБК-120 и ГВУ-600 (рис. 2), действующих в АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева».

Анализ недостатков ИСИ на основе газоразрядных ксеноновых ламп. Обладая несомненными преимуществами, такими как высокая мощность и спектральная точность, подобные ИСИ имеют ряд общих характерных недостатков, главным из которых

является низкий КПД. Из электрической энергии, подводимой к источникам светового излучения, лишь около 10 % преобразуется в полезную лучистую энергию, падающую на облучаемую поверхность КА [2]. С одной стороны, это обусловлено низкой эффективностью газоразрядных ксеноновых ламп, с другой – высокими потерями в сложной формирующей оптической системе, состоящей из большого числа элементов.

Так, для оптической системы ИСИ ТБК-120, состоящей из светового щита из семи ламп с эллиптическими рефлекторами, отрицательной линзы, смесителя и параболоидного зеркала, потери мощности светового потока только в оптической системе составляют значения, представленные в таблице.

Потери мощности светового потока

Элементы светооптической схемы	Мощность на детекторе, Вт
Световой щит	1
Перед отрицательной линзой	0,538
После смесителя	0,422
На параболоидном зеркале	0,289
На планшете	0,233

Данные таблицы показывают, что основные потери происходят между световым щитом и отрицательной линзой, а также между смесителем и параболоидным зеркалом. Причиной первых потерь является конечная эффективность эллиптического рефлектора, равная приблизительно 60 %.

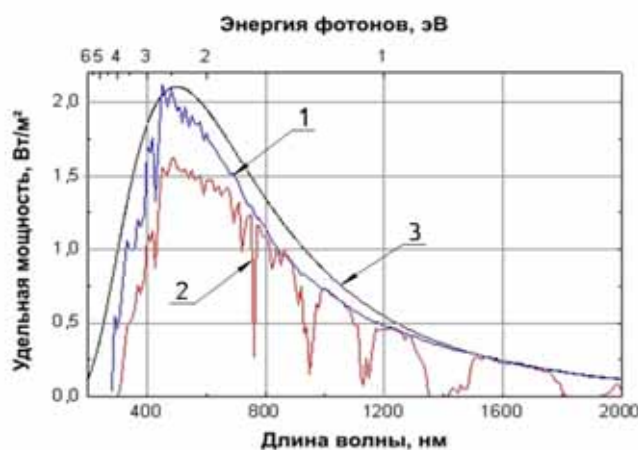


Рис. 1. Спектральный состав излучения:
1 – AM0 за пределами атмосферы; 2 – AM1,5 у земной поверхности;
3 – черное тело, 5773 K

Fig. 1. Spectral structure of radiation:
1 – AM0 outside the atmosphere; 2 – AM1.5, ground-level;
3 – black body, 5773 K

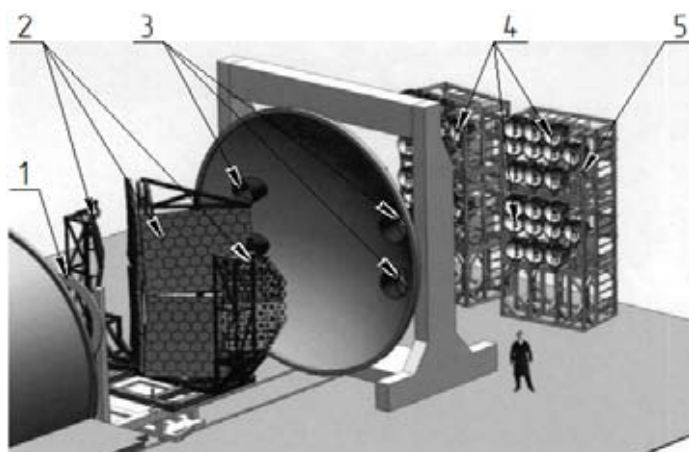


Рис. 2. ИСИ ГВУ-600:
1 – место объекта испытаний; 2 – система зеркал; 3 – оптические входы и смесители (4 шт);
4 – газоразрядные ксеноновые лампы с рефлекторами (40 шт); 5 – световые щиты (4 шт)

Fig. 2. GVU-600 solar simulator:
1 – the place of a subject to tests; 2 – the system of mirrors; 3 – optical inputs and mixers (4 pc.);
4 – gas-discharge xenon lamps with reflectors (40 pc.); 5 – light boards (4 pc.)

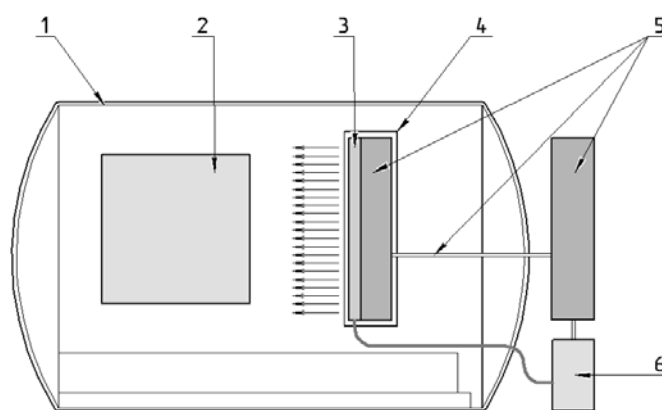


Рис. 3. Компоновка ИСИ внутри термовакuumной камеры:
1 – термовакuumная камера; 2 – объект испытаний; 3 – источник света на основе светодиодной матрицы; 4 – термоизолирующий корпус; 5 – компоненты системы охлаждения; 6 – вторичные источники питания светодиодной матрицы

Fig. 3. Configuration of the solar simulator in the thermal vacuum camera:
1 – the thermal vacuum camera; 2 – subject of testing; 3 – a light source based on a LED matrix; 4 – the heat-insulating case; 5 – cooling system components; 6 – secondary power supplies of a LED matrix

Причина вторых – следствие того, что реальный источник, дуга газоразрядной лампы длиной 15–30 мм, не является точечным, расходимость за линзой несколько превышает числовую апертуру смесителя, и часть лучей теряется в смесителе, претерпевая полное внутреннее отражение от боковых граней элементов смесителя [5].

К недостаткам таких систем также можно отнести:

- сложность, трудоемкость настройки и юстировки всех элементов оптической системы, которая проводится заново перед каждым использованием ИСИ с применением специального измерительного планшета для оценки результатов настройки;

- значительные масса, габариты и неудобство монтажа основных компонентов ИСИ и измерительного планшета;

- низкая надежность самых нагруженных звеньев оптической системы – оптического ввода в термовакuumную камеру и смесителя, в которых сфокусированы световые потоки от нескольких (для ГВУ-600 – до десяти) мощных световых источников; высокая плотность светового потока вызывает их усиленный нагрев; ни воздушная, ни жидкостная системы охлаждения не выполняют до конца своей задачи, поскольку нагрев происходит по всей толщине стекла, а охлаждение – по его поверхности; резиновые вакуумные уплотнители оптического ввода для охлаждения тем более недоступны;

- малый срок службы и высокая стоимость газоразрядных ксеноновых ламп, сложность и высокая стоимость импульсных высоковольтных источников питания.

Предлагаемая схема альтернативного светодиодного ИСИ. Очевидно, что свободный от перечисленных недостатков ИСИ будет обладать большей эффективностью и удобством применения. Кроме этого, экономические соображения требуют повышения надежности и снижения стоимости ИСИ при со-

хранении приведенных выше технических характеристик.

Наиболее радикальным решением представляется построение ИСИ без газоразрядных ксеноновых ламп и необходимой для получения квазипараллельного светового потока громоздкой и сложной оптической системы. Это возможно, если изначально формировать квазипараллельный световой поток в принципиально другом источнике света с распределенными параметрами, размеры излучающей поверхности которого будут близки к требуемым размерам светового пятна.

В связи с этим стоит обратить внимание на самые перспективные и динамично развивающиеся в последнее время источники света – высокоэффективные (сверхяркие) светодиоды. Светодиодный источник света с распределенными параметрами можно выполнить в этом случае в виде матрицы из большого количества точечных направленных источников – светодиодов и вторичной оптической системы, суммирующей их излучение в единое световое пятно.

Источник света ИСИ при этом логичнее и выгоднее всего разместить в непосредственной близости к объекту испытаний, т. е. внутри термовакuumной камеры, в виде одного или нескольких компактных модулей с небольшой массой и приемлемыми габаритами (рис. 3).

Целесообразность такого подхода давно известна [6], однако использование в качестве источников света газоразрядных ксеноновых ламп делает его реализацию трудновыполнимой: традиционная оптическая система займет значительный объем внутрикамерного пространства; отвод тепла от ламп воздушного охлаждения за пределы термовакuumной камеры представляет сложную конструктивную задачу; в ходе длительных испытаний невозможна замена отработавших ресурс ламп; высоковольтная проводка большой длины приведет к снижению надежности.

Краткий сравнительный анализ газоразрядных ксеноновых и светодиодных источников света в случае применения их в ИСИ. Проведем сравнительный анализ газоразрядных ксеноновых и светодиодных источников света:

1. Удельная мощность светового потока и энергоэффективность. Эффективность последних поколений сверхярких светодиодов в видимом диапазоне, как минимум, не уступает эффективности газоразрядных ксеноновых ламп. Так, световой поток применяемой в ИСИ ГВУ-600 и ТБК-120 газоразрядной ксеноновой лампы OSRAM XBO 10000W/HS OFR составляет 500000 лм, а потребляемая мощность – 10000 Вт [7], что соответствует эффективности 50 лм/Вт. В то же время для серийно выпускаемых сверхярких светодиодов, например, семейства XLamp XB-D белого спектра с цветовой температурой 5000–8300 К одного из ведущих производителей CREE, эффективность заявлена в пределах 114–139 лм/Вт [8]. Светодиодный источник того же производителя, предназначенный для растениеводства, на основе светодиодов XLamp MHB-B с цветовой температурой 4000 К имеет эффективность 136 лм/Вт, а создаваемый им световой поток достигает 24451 лм [9].

Полагая, что максимальная мощность светового потока ИСИ с учетом потерь в простой оптической системе должна составлять 2000 Вт/м², а интегрированное значение световой мощности для белого спектра однокристалльного одноваттного светодиода со световым потоком 100 лм в течение срока службы достигает 0,3–0,4 Вт [10], можно определить примерное количество светодиодов в матрице простейшего однополосного излучателя площадью 1 м² в пределах 5000–6700 шт. Такая плотность легко выполнима при монтаже светодиодов в обычных SMD-корпусах и тем более при использовании многокристалльной технологии (англ. COB – Chip On Board).

Потребляемая мощность такой светодиодной матрицы со световым потоком в видимом диапазоне 500000 лм составит 5000–6700 Вт, тогда как потребляемая мощность газоразрядной ксеноновой лампы OSRAM XBO 10000W/HS OFR с тем же световым потоком – 10000 Вт. С учетом примерно одинаковых КПД импульсных источников питания для газоразрядных ксеноновых ламп и драйверов для светодиодов можно сделать вывод о большей энергоэффективности светодиодных источников. Высокие потери в сложной оптической системе ИСИ на основе газоразрядных ксеноновых ламп усиливают это преимущество.

Выделение большого количества тепла от светодиодных матриц будет влиять на температурный режим внутри термовакуумной камеры. Это предполагает конструктивное исполнение матриц в термоизолированных корпусах с системой охлаждения, переносящей выделяемое тепло за пределы камеры.

2. Однородность светового потока. Квазипараллельный световой поток в ИСИ на основе ксеноновых ламп формируется с помощью сложной оптической системы из большого количества разнесенных в пространстве компонентов от небольшого числа точечных источников (например, 40 ламп при получаемом размере светового пятна 16 м² в ИСИ ГВУ-600). Неравномерность получаемого таким способом светово-

го потока зависит от многих факторов, в том числе от точности расчета и изготовления оптической системы, состояния и качества юстировки всех компонентов, квалификации обслуживающего персонала.

В связи с этим можно предположить, что светодиодная матрица с распределенными параметрами, состоящая из большего на несколько порядков количества точечных источников и суммирующей вторичной оптической системы, должна формировать более равномерный квазипараллельный световой поток.

Наиболее простой и рациональной представляется конструкция вторичной оптической системы, при которой каждый светодиод или группа светодиодов снабжены своим оптическим элементом, фокусирующим световой поток в узкоугольную область. Как правило, для формирования таких распределений из точечных источников применяют TIR-элементы – оптические элементы, содержащие поверхности, работающие по принципу полного внутреннего отражения (англ. TIR – Total Internal Reflection) [11; 12]. В отличие от рефлекторов, такие элементы отличаются большей компактностью, эффективностью, полным отсутствием боковой засветки.

Используя метод компьютерного моделирования внутренней поверхности такого элемента, можно рассчитать компактный оптический элемент, формирующий непрерывное узкоугольное световое распределение любой формы, в том числе прямоугольной [13; 14]. Так, эффективность оптического элемента, рассчитанного предложенным в [13] способом (рис. 4, 5), составляет 91,8 %, а отклонение полученного светового распределения от равномерного не превышает 5,2 %.



Рис. 4. Оптический TIR-элемент, формирующий равномерно освещенный квадрат

Fig. 4. The optical TIR element forming evenly lit square

Тогда световые потоки всех оптических элементов светодиодной матрицы, суммируясь на заданном диапазоне расстояний, образуют единое световое пятно с высокой равномерностью.

Следует особо отметить, что оптическая система, выполненная в виде единого массива TIR-элементов, жестко связанных с излучателями, настройки в ходе эксплуатации не потребует.

3. Временная стабильность. Одной из особенностей газоразрядных ксеноновых ламп является необходимость прогрева, а после прогрева – склонность к колебаниям плазмы, которые проявляются в периодических изменениях светового потока. Известно, что светодиоды полностью лишены подобных недостатков.

4. Надежность и долговечность. Гарантированный срок службы ксеноновых газоразрядных ламп до изменения их свойств, как правило, составляет 500–1000 часов против заявляемых, как минимум, 5000–10000 часов для высокоэффективных мощных светодиодов. Срок службы светодиодов может быть значительно продлен при снижении рабочей температуры кристаллов ниже допустимой производителем (как правило, $+85^{\circ}\text{C}$).

Маломощные вторичные источники питания, применяемые для светодиодов, по простоте и надежности превосходят мощные импульсные источники питания газоразрядных ксеноновых ламп.

5. Безопасность. В отличие от низкого напряжения питания светодиодов, напряжение на электродах ксеноновых ламп достигает при запуске 35–60 кВ, представляя повышенную опасность для обслуживающего персонала. Озон, образующийся при работе, по токсичности относится к первому классу опасности. Высокое давление газа в колбе от 35 атм. и выше

требует особых мер безопасности при обращении с лампами.

6. Спектральная точность. Главным преимуществом газоразрядных ксеноновых ламп считается близость спектра их излучения к солнечному спектру (рис. 6).

Спектр белых светодиодов различных цветовых температур (рис. 6, 7), наоборот, не обеспечивает требуемой спектральной точности и требует дополнительной коррекции как минимум в ультрафиолетовой (менее 400 нм), голубой (450–470 нм) и красной (620–780 нм) областях.

Для повышения спектральной точности комбинируют световой поток нескольких групп как белых, так и корректирующих монохромных светодиодов. Точность дополнительно повышается при раздельном регулировании мощности каждой группы, а также с увеличением общего числа групп, что видно из сравнительных результатов имитации спектра АМ1,5 (рис. 8) в работе [15].

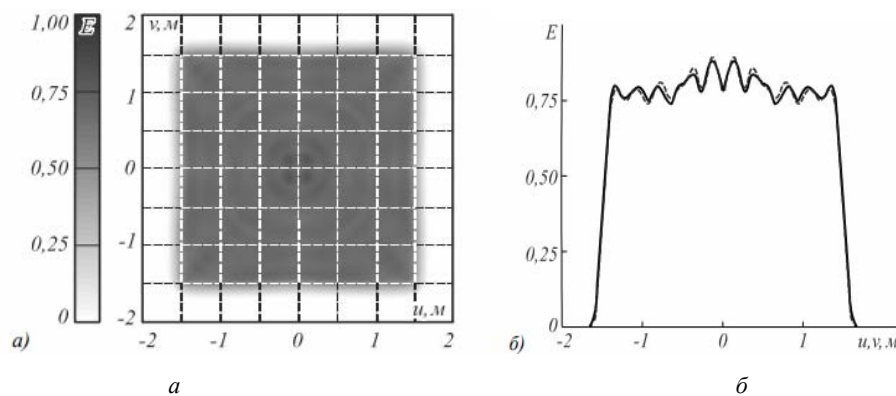


Рис. 5. Распределение освещенности, формируемое оптическим элементом, представленным на рис. 4: а – полутоновое распределение освещенности; б – профили распределения освещенности

Fig. 5. The distribution of illumination formed by the optical element presented in fig. 4: а – gray-scale distribution of illumination; b – profiles of distribution of illumination

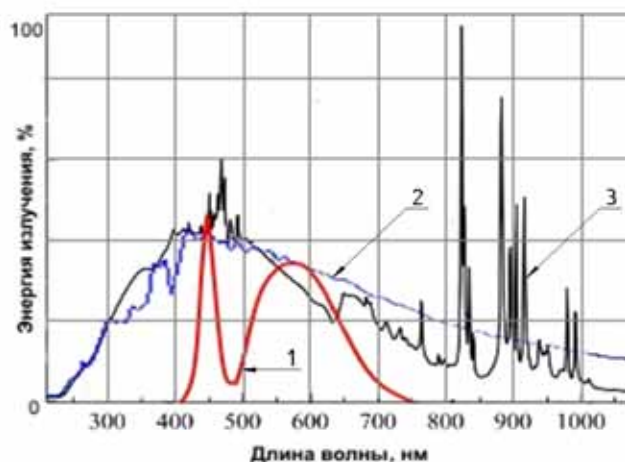


Рис. 6. Зависимость энергии излучения от длины волны: 1 – светодиод белого спектра, 3500–5000 К; 2 – АМ0; 3 – короткодуговая ксеноновая лампа

Fig. 6. Dependence of energy of radiation from wavelength: 1 – a light-emitting diode of a white range, 3500–5000 K; 2 – АМ0; 3 – a short-arc xenon lamp

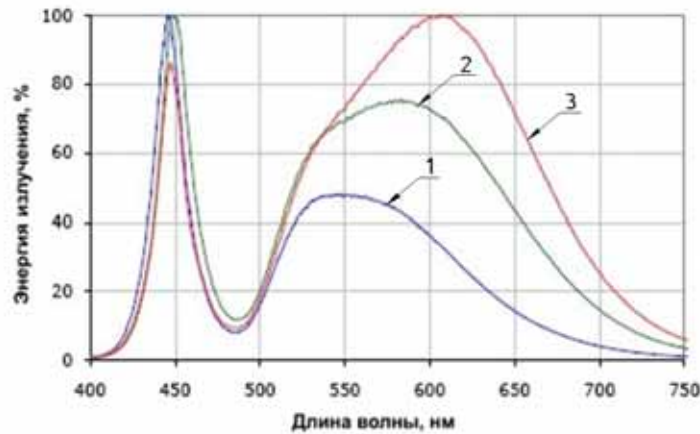


Рис. 7. Зависимость энергии излучения от длины волны белых светодиодов:
1 – 5000–8300 К; 2 – 3500–5000 К; 3 – 2600–3500 К

Fig. 7. Dependence of energy of radiation from the wavelength of white light-emitting diodes:
1 – 5000–8300 K; 2 – 3500–5000 K; 3 – 2600–3500 K

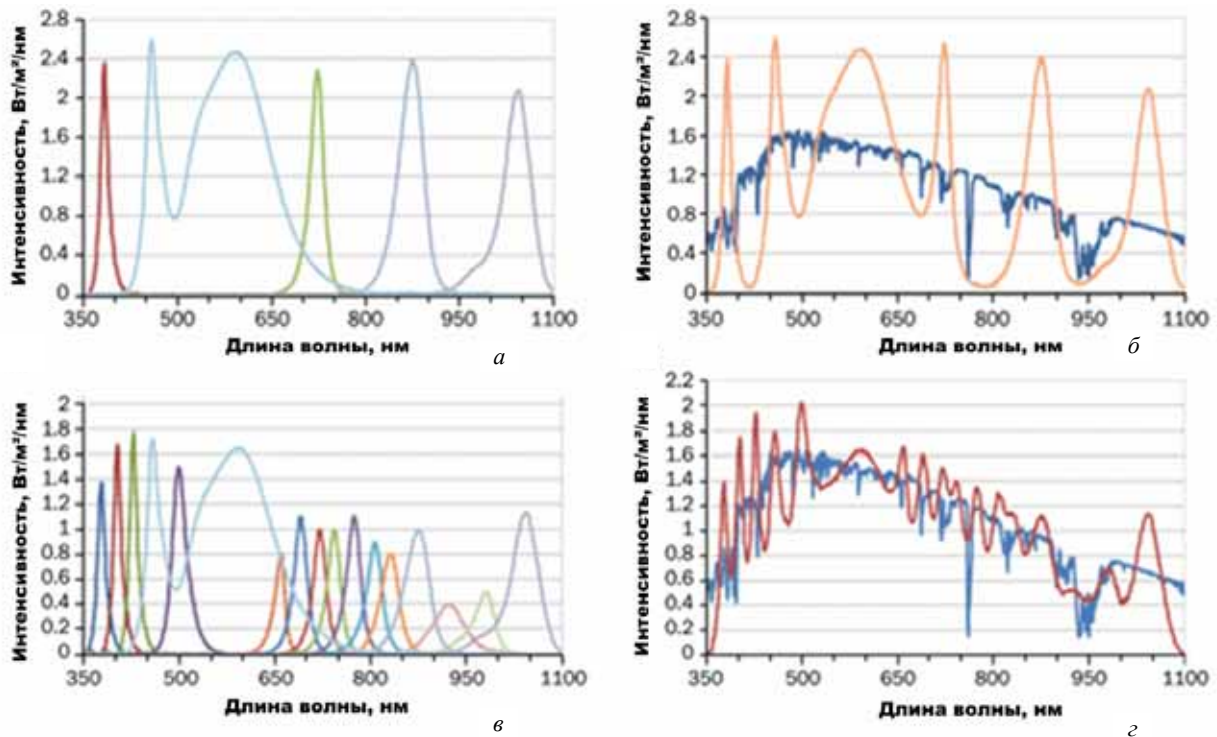


Рис. 8. Спектральное распределение удельной мощности и соответствие суммарного излучения AM1,5:
а, б – для пяти групп светодиодов; в, г – для шестнадцати групп

Fig. 8. Spectral distribution of specific power and compliance of total radiation of AM1.5:
а, б – for five groups of light-emitting diodes; в, г – for sixteen groups

Главным препятствием в реализации указанного способа для условий АМ0 может стать высокая стоимость, низкая эффективность и узкая полоса излучения светодиодов ультрафиолетового диапазона. В связи с этим оправданно применение вместо них традиционных ультрафиолетовых источников, например, ртутных ламп среднего давления с высоким КПД.

Несоответствие спектра ИСИ в инфракрасной и частично красной области (более 680 нм) при термовакуумных испытаниях, как правило, эффективно компенсируется имитаторами тепловых потоков (ИТП), расположенными в непосредственной близости к объекту испытаний. Так, часто используемые в ИТП кварцево-галогенные лампы КГТ 220–1000 с цветовой температурой 1800–2800 К и максимумом

излучения в области 1100 нм преобразуют в инфракрасное излучение до 85 % потребляемой мощности.

Возможность комбинирования в ИСИ светодиодных источников и галогенных ламп накаливания также предложена в ряде работ, например, в [16].

7. Дополнительные возможности. В отличие от ксеноновых ламп, выходная мощность светодиодов при помощи широтно-импульсной модуляции может плавно изменяться в пределах от 0 до 100 %. Таким образом, можно в максимально широких пределах управлять мощностью светового потока, а регулируя раздельно мощность каждой группы излучателей многополосного источника, настраивать спектр ИСИ. Используя несколько компактных световых модулей, расположенных в разных плоскостях относительно объекта испытаний, плавным изменением светового потока отдельных групп излучателей по принципу «бегущей волны» можно имитировать поворот объекта относительно Солнца.

Таким образом, краткий сравнительный анализ источников света на основе газоразрядных ксеноновых

ламп и высокоэффективных светодиодов в случае применения их в ИСИ предполагает преимущество светодиодных источников по большинству основных показателей.

Примеры серийно выпускаемых образцов ИСИ наземного спектра. Стоит отметить, что уже существуют серийно выпускаемые образцы зарубежных светодиодных ИСИ, предназначенных для имитации излучения Солнца у земной поверхности по условиям AM1,5. В частности, ИСИ Oriel VeraSol [17] производителя Newport Corporation (рис. 9) на основе многополосного излучателя обеспечивает удельную световую мощность до 1000 Вт/м^2 при размере светового пятна $51 \times 51 \text{ мм}$ с возможностью настройки спектра по шести полосам (рис. 10).

Другой светодиодный ИСИ Ecosun Plus [18] производителя Ecomprogetti (рис. 11) предназначен для испытания солнечных батарей в импульсном режиме и обеспечивает выходную мощность до 1200 Вт/м^2 , неоднородность светового потока не более 1 % и размер светового пятна $2 \times 1,2 \text{ м}$.



Рис. 9. ИСИ спектра AM1,5 Oriel VeraSol

Fig. 9. Oriel VeraSol AM1.5 solar simulator

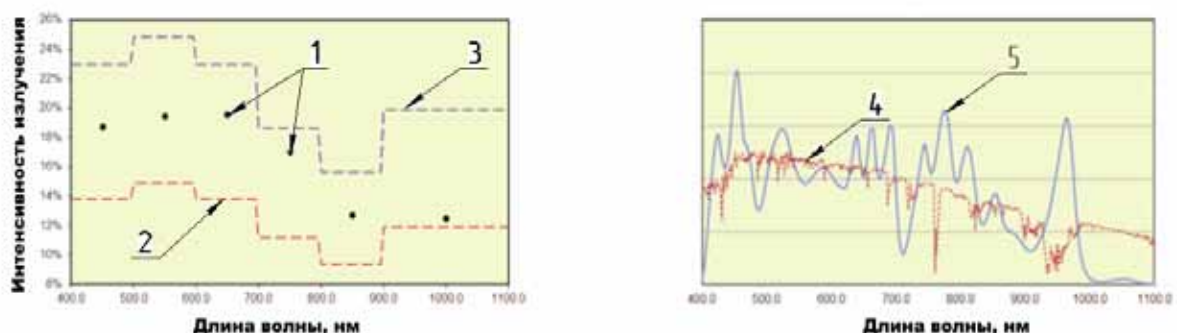


Рис. 10. Спектральное распределение:
1, 5 – светодиодный источник Oriel VeraSol; 2 – минимальный уровень;
3 – максимальный уровень; 4 – AM1,5

Fig. 10. Spectral distribution:
1, 5 – a LED source of Oriel VeraSol; 2 – the minimum level; 3 – the maximum level;
4 – AM1.5

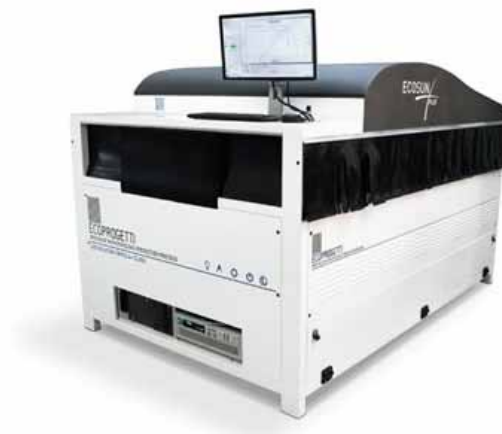


Рис. 11. ИСИ спектра AM1,5 Ecosun Plus

Fig. 11. Ecosun Plus AM1.5 solar simulator

Заключение. При использовании последних разработок в области высокоэффективных светодиодных источников представляется возможным создание комбинированного имитатора солнечного излучения спектра AM0 для наземной отработки космических аппаратов с улучшенными эксплуатационными и техническими характеристиками на основе светодиодных матриц в видимой области и традиционных излучателей в инфракрасной и ультрафиолетовой области с расположением комбинированного источника света в непосредственной близости к объекту испытаний внутри термовакуумной камеры.

Наиболее сложной задачей при создании такого имитатора может стать разработка оптической системы, суммирующей потоки отдельных светодиодов матрицы по спектру, углу и площади, а также высокопроизводительной системы охлаждения, выводящей избыточное тепло термоизолированного светодиодного источника излучения за пределы камеры.

Библиографические ссылки

1. Крат С. А., Христич В. В. Тепловакуумная отработка КА: развитие современных тенденций // Вестник СибГАУ. 2010. Вып. 4 (30). С. 126–129.
2. Подходы к созданию комплексных систем для отработки и испытания космических аппаратов / С. В. Кравченко [и др.] // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 1 (13). С. 149–175.
3. Крупногабаритные имитаторы солнечного излучения для тепловакуумных испытаний негерметичных космических аппаратов / С. А. Крат [и др.] // Фотоника. 2014. № 2 (44). С. 12–19.
4. Крат С. А. Теоретические основы способа суммирования световых потоков от отдельных источников излучения для наземной отработки космических аппаратов // Вестник СибГАУ. 2011. № 4 (37). С. 131–134.
5. Моделирование и параметрическая оптимизация светооптической схемы имитатора солнца для тепловой отработки негерметичных космических аппаратов / С. А. Крат [и др.] // Вестник СибГАУ. 2011. № 4 (37). С. 134–139.
6. Разработка компактных источников излучения солнечного спектра / Р. О. Асланян [и др.] // Решетневские чтения : сб. науч. тр. / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. 2016. С. 436–437.
7. XBO Lamps For Digital Cinema Projection // OSRAM. Профессиональные и технические решения [Электронный ресурс]. URL: <https://www.osram.ru/pia/applications/cinema/xbo-lamps/index.jsp> (дата обращения: 25.01.2018).
8. CREE XLamp XHP70.2 LEDs Product Family Data Sheet [Электронный ресурс] // CREE. URL: <http://www.cree.com/led-components/media/documents/ds-XHP702.pdf> (дата обращения: 25.01.2018).
9. Greenhouse Full Spectrum High Bay Reference Design [Электронный ресурс] // CREE. URL: <http://www.cree.com/led-components/media/documents/24KlmHorticultureReferenceDesign.pdf> (дата обращения: 25.01.2018).
10. Никифоров С. В. Исследования параметров светодиодов CREE XLamp XP-E/XP-G/XM-L [Электронный ресурс] // Полупроводниковая светотехника. 2011. № 2. URL: http://www.led-e.ru/articles/svetodioid/2011_2_12.php (дата обращения: 25.01.2018).
11. Talpur T., Herkommer A. TIR collimator designs based on point source and extended source methods // Proceedings of SPIE. 2015. Vol. 9629. P. 962906–962916. DOI: 10.1117/12.2190935.
12. Moiseev M. A., Doskolovich L. L. Design of TIR optics generating the prescribed irradiance distribution in the circle region // Journal of the Optical Society of America A. 2012. Vol. 29(9). P. 1758–1763. DOI: 10.1364/JOSAA.29.001758.
13. Метод расчета оптических элементов с поверхностью свободной формы, работающей по принципу полного внутреннего отражения / К. В. Андреева [и др.] // Компьютерная оптика. 2016. Т. 40, № 4. С. 467–474.
14. Белоусов А. А., Моисеев М. А. Расчет вторичной оптики светодиодного прожектора для формирования заданного распределения освещенности // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2010. № 4 (24). С. 148–158.

15. Reynolds K. LED-Based Sun-Simulator Design: Technical and Commercial Considerations. *Photonics Spectra*. 2015. P. 54.

16. Базилевский А. Б., Карпенко А. В. Имитатор солнечного излучения на базе комбинированных непрерывных источников света // Материалы науч.-техн. конф. ОАО «ИСС им. акад. М. Ф. Решетнева». Железногорск. 2011. С. 160–162.

17. VeraSol-2 LED Class AAA Solar Simulator // Newport [Электронный ресурс]. URL: <https://www.newport.com/f/class-aaa-led-solar-simulators> (дата обращения: 25.01.2018).

18. Sun Simulator For Solar Panel Testing In LED Class A+A+A+ [Электронный ресурс] // ECOPROGETTI. URL: <https://ecoprogetti.com/sun-simulator-for-solar-panel-testing-in-led-class-aaa/> (дата обращения: 25.01.2018).

References

1. Krat S. A., Hristich V. V. xHeat-vacuum development of spacecraft: development of modern trends. *Vestnik SibGAU*. 2010, Iss. 4 (30), P. 126–129 (In Russ.).

2. Kravchenko S. V., Nesterov S. B., Roman'ko V. A., Testoyedov N. A., Khalimanovich V. I., Hristich V. V. [Approaches to the creation of integrated systems for the testing and testing of space vehicles]. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii*. 2013, No. 1 (13), P. 149–175 (In Russ.).

3. Krat S. A., Hristich V. V., Shlyahtin M. S., Filatov A. A. [Large-size simulators of solar radiation for heat-vacuum testing of unsealed space vehicles]. *Fotonika*. 2014, No. 2 (44), P. 12–19 (In Russ.).

4. Krat S. A. [Theoretical foundations of the method of summation of light fluxes from individual radiation sources for ground-based development of space vehicles]. *Vestnik SibGAU*. 2011, No. 4 (37), P. 131–134 (In Russ.).

5. Krat S. A., Filatov A. A., Dvirnyy V. V., Hristich V. V., Sharov A. K. [Modeling and parametric optimization of the light-optical scheme of the solar simulator for thermal testing of unsealed space vehicles]. *Vestnik SibGAU*. 2011, No. 4 (37), P. 134–139 (In Russ.).

6. Aslanyan P. O., Marchenko I. A., Anisimov D. I., Panteleev V. I. [Development of compact sources of radiation from the solar spectrum]. *Reshetnyovskie chteniya*. 2016, P. 436–437.

7. XBO Lamps For Digital Cinema Projection. OSRAM. Professional and technical solutions. Available at: <https://www.osram.ru/pia/applications/cinema/xbo-lamps/index.jsp> (accessed 25.01.2018).

8. CREE XLamp XHP70.2 LEDs product family data sheet. CREE [Electronic resource]. URL:

<http://www.cree.com/led-components/media/documents/ds-XHP702.pdf> (accessed 25.01.2018).

9. Greenhouse Full Spectrum High Bay Reference Design. CREE. Available at: <http://www.cree.com/led-components/media/documents/24KlmHorticultureReferenceDesign.pdf> (accessed 25.01.2018).

10. Nikiforov S. V. Issledovaniya parametrov svetodiodov CREE XLamp XP-E/XP-G/XM-L. *Poluprovodnikovaya svetotekhnika*. 2011. Available at: http://www.led-e.ru/articles/svetodiod/2011_2_12.php (accessed 25.01.2018).

11. Talpur T. TIR collimator designs based on point source and extended source methods. T. Talpur, A. Herkommer. *Proceedings of SPIE*. 2015, Vol. 9629, P. 962906–962916. DOI: 10.1117/12.2190935.

12. Moiseev M. A., Doskolovich L. L. Design of TIR optics generating the prescribed irradiance distribution in the circle region. *Journal of the Optical Society of America A*. 2012, Vol. 29(9), P. 1758–1763. DOI: 10.1364/JOSAA.29.001758.

13. Andreeva K. V., Moiseev M. A., Kravchenko S. V., Doskolovich L. L. [Calculation method for optical elements with a free-form surface operating on the principle of total internal reflection]. *Kompyuternaya tekhnika*. 2016, Vol. 40, No. 4, P. 467–474 (In Russ.).

14. Belousov A. A., Moiseev M. A. [Calculation of the secondary optics of the LED spotlight for the formation of a given light distribution]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta*. 2010, No. 4 (24), P. 148–158 (In Russ.).

15. Reynolds K. LED-Based Sun-Simulator Design: Technical and Commercial Considerations. *Photonics Spectra*, March 2015, P. 54.

16. Bazilevskiy A. B., Karpenko A. B. [The simulator of solar radiation on the basis of combined continuous light sources]. *Material nauchn.-tehn. konf. OAO "ISS im. akad. M. F. Reshetneva"* [Proceedings of Scientific and Techn. Conf. JSC "Reshetnev-ISS"]. Zheleznogorsk, 2011, P. 160–162 (In Russ.).

17. VeraSol-2 LED Class AAA Solar Simulator. Newport [Electronic resource]. Available at: <https://www.newport.com/f/class-aaa-led-solar-simulators> (accessed 25.01.2018).

18. Sun Simulator For Solar Panel Testing In LED Class A+A+A+. ECOPROGETTI. Available at: <https://ecoprogetti.com/sun-simulator-for-solar-panel-testing-in-led-class-aaa> (accessed 25.01.2018).

© Двирный Г. В., Шевчук А. А., Двирный В. В., Елфимова М. В., Крушенко Г. Г., 2018

CONTROL PROCESS ABSOLUTE STABILITY ANALYSIS OF CHARGE-DISCHARGE DEVICE WITH LOAD CONVERTER IN CONSTANT POWER MODE

E. A. Kopylov*, D. K. Lobanov, E. A. Mizrakh

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
*E-mail: evgesh72@mail.ru

To reduce life time testing period of lithium-ion accumulator (LIA) special dynamic stress test (DST) is widely used. Lithium-ion accumulator dynamic stress test requires automatic charge-discharge devices (CDD) which provides necessary DST technological parameters with required precision. Authors developed charge-discharge devices with load converters (CDD-LC), which allow to reproduce required charge-discharge modes of high-power LIA automatically.

LIA cyclic charge-discharge with constant power pulses is the most difficult mode of DST. In this case, control system became nonlinear and time variant due to computation of signal power as multiply of LIA voltage and current.

Authors studied mathematical model of electromagnetic processes of CDD-LC in LIA power stabilization mode, formulated requirements to power stabilization control loop quality parameters, synthesized correction devices providing necessary control quality, studied CDD-LC control process absolute stability with Naumov-Tsytkin in LIA power stabilization and regulation modes.

Keywords: lithium-ion accumulator, capacity, power, charge-discharge, control system, load converter, correction device, absolute stability.

Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 2. С. 281–292

АНАЛИЗ АБСОЛЮТНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ ПРОЦЕССОВ УПРАВЛЕНИЯ ЗАРЯДНО-РАЗРЯДНЫМ УСТРОЙСТВОМ С НАГРУЗОЧНЫМ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕМ В РЕЖИМЕ СТАБИЛИЗАЦИИ МОЩНОСТИ

Е. А. Копылов*, Д. К. Лобанов, Е. А. Мизрах

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
*E-mail: evgesh72@mail.ru

Для сокращения сроков ресурсных испытаний литий ионных аккумуляторов (ЛИА) применяют методики динамического стрессового тестирования (ДСТ). Для проведения ДСТ ЛИА необходимы автоматические зарядно-разрядные устройства (ЗРУ), обеспечивающие с заданной точностью требуемые параметры технологических режимов ДСТ ЛИА. Разработаны зарядно-разрядные устройства с нагрузочным преобразователем (НП), позволяющими автоматически воспроизводить требуемые режимы заряда-разряда ЛИА большой емкости.

Наиболее сложным режимом является циклический заряд-разряд ЛИА импульсами постоянной мощности разной величины и длительности. В этом случае система управления ЗРУ становится нестационарной нелинейной вследствие того, что мощность сигнала вычисляется как произведение тока на напряжение ЛИА.

Рассмотрена математическая модель электромагнитных процессов ЗРУ–НП в режиме стабилизации мощности заряда-разряда ЛИА, сформулированы требования к показателям качества управления контура стабилизации мощности, проведен синтез корректирующих устройств, обеспечивающих требуемое качество управления, исследована по методу Наумова–Цыпкина абсолютная устойчивость процессов управления ЗРУ–НП в режимах регулирования и стабилизации мощности заряда-разряда ЛИА.

Ключевые слова: литий-ионный аккумулятор, ёмкость, мощность, заряд-разряд, система управления, нагрузочный преобразователь, корректирующее устройство, абсолютная устойчивость.

Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-2-281–292

Nomenclature		KVS	Second voltage sensor transfer ratio
Ia*	Boost converter input current in point of linear decomposition	KVSa	Accumulator voltage sensor transfer ratio
IL2*	Reactor L2 current in point of linear decomposition	n	Transformer ratio
KCS	Current sensor transfer ratio	Ua*	Accumulator voltage in point of linear decomposition
		Uin*FB	Full-bridge converter input voltage in point of linear decomposition

$W_{fb_PS}(s)$	Feedback loop transfer function of power source
$WOL_V(s)$	Open voltage loop transfer function
$WOL_P(s)$	Open power loop transfer function
$WPS(s)$	Open power source loop transfer function
$WP(s)$	Power regulator transfer function
$WPWM1(s)$	Power controller PWM transfer function
$WPWM2(s)$	Voltage controller PWM transfer function
$WU(s)$	Voltage regulator transfer function
$Z_a(s)$	Accumulator impedance
$Z_{load}(s)$	Load impedance
$Z_{PS}(s)$	Power source impedance
ΔI_a	Increment of accumulator current
ΔI_{in_FB}	Increment of full-bridge converter input current
ΔI_{L2}	Increment of reactor L2 current
$\Delta I_{load}(s)$	Increment of load current
$\Delta U_a(s)$	Increment of accumulator voltage
ΔU_{a_idl}	Increment of accumulator idling voltage
ΔU_{in}	Increment of boost converter input voltage
ΔU_{in_FB}	Increment of full-bridge converter input voltage
$\Delta U_{ref_FB}(s)$	Increment of full-bridge converter reference voltage
$\Delta U_{load}(s)$	Increment of load voltage
$\Delta U_{PS}(s)$	Increment of power source voltage
$\Delta U_{ref_PS}(s)$	Increment of power source reference voltage
$\Delta P(s)$	Increment of accumulator power
$\Delta P_{ref}(s)$	Increment of power controller reference power
$\Delta \gamma_1(s)$	Increment of boost converter duty cycle
$\Delta \gamma_2(s)$	Increment of full-bridge converter duty cycle
γ_1^*	Boost converter duty cycle in point of linear decomposition
γ_2^*	Full-bridge converter duty cycle in point of linear decomposition

Introduction. Reducing life time testing period of LIA can significantly accelerate and reduce the cost of design and development of lithium-ion accumulator battery (LIAB) and electrical power system (EPS) of spacecraft. To reduce life time testing period of LIA, standards are developed: GOST R IEC 62660-1-2014, GOST R IEC 61427-1-2014 [1; 2], in which the LIA life time tests are based on the dynamic stress testing (DST) method. Reduction of the terms for life time tests with DST is achieved by increasing the values of the attributes (constant current, voltage and capacity) of the charge / discharge up to the maximum values set by the manufacturer.

To automate the electrical tests of LIA, including life time tests with DST, the authors developed a charge-discharge device with a load converter (CDD-LC) [3–7] with a pulse-width method of regulation, which due to the original topology of the LC [3–7], has the following advantages in comparison with the known ones [8–12]:

- the possibility of providing the required values of the attributes of the DST LIA of a large capacity;
- extended range of testing currents of LIA (0.1 A–160 A);
- the possibility of LC power surplus recuperation in a direct current network of an uninterruptible power supply.

CDD-LC [3–7] in the regime of charge / discharge LIA power stabilization can be represented as two interconnected control loops: the power stabilization loop and

the input voltage stabilization loop of the bridge transformer converter (BTC).

The questions of static and dynamic analysis and synthesis of CDD-LC with stabilization of charge/discharge LIA current are considered in [13; 14]. In this case, pulsed electromagnetic processes in CDD-LC are described by continuous differential equations, which is possible on the basis of Kotelnikov-Shannon sampling theorem [15; 16].

The most complicated mode of DST is the cyclic charge-discharge of LIA by pulses of constant power of different magnitude and duration. In this case, the power management system of the CDD becomes time variant nonlinear, because the charge / discharge power is calculated as the product of the current by the voltage of LIA. The charge / discharge power of LIA at DST varies over a wide range and, accordingly, the nonlinear characteristic of the CDD-LC is regulated, which requires an investigation of the control system absolute stability.

Let us consider the stability of each stabilization loop.

Power stabilization loop. According to the structural scheme [7; 13; 14], the block diagram (fig. 1) and the equivalent scheme [13], the electromagnetic processes in the mode of CDD-LC charge power stabilization can be described by the following systems of differential equations:

$$\begin{cases}
 \Delta U_{PS}(s) = (\Delta U_{ref_PS}(s) - \Delta U_{in}(s) \cdot W_{fb_PS}(s)) \times \\
 \times W_{PS}(s) - Z_{PS}(s) \cdot \Delta I_a(s), \\
 \Delta U_{in}(s) = \Delta U_{PS}(s) - \Delta U_a(s) - Z_a(s) \cdot \Delta I_a(s), \\
 \Delta \gamma_1(s) = \Delta P_e(s) \cdot K_{CS} \cdot K_{V_{Sa}} \cdot W_P(s) \cdot W_{PWM1}(s), \\
 \Delta \gamma_2(s) = \Delta U_e(s) \cdot K_{VS} \cdot W_U(s) \cdot W_{PWM2}(s), \\
 \Delta U_{in_FB}(s) = \Delta U_{in}(s) - \Delta I_a(s) \cdot (R_{L1} + L_{L1} \cdot s) + \\
 + \Delta U_{in_FB}(s) \cdot \gamma_1^* + \Delta U_{in_FB}^* \cdot \Delta \gamma_1(s), \\
 \Delta I_a(s) = I_a^* \cdot \Delta \gamma_1(s) + \Delta I_a(s) \cdot \gamma_1^* + \Delta I_{in_FB}(s) + \\
 + \Delta U_{in_FB} \cdot s \cdot C_1, \\
 \Delta U_{load}(s) = (\Delta U_{in_FB}(s) \cdot \gamma_2^* + U_{in_FB}^* \cdot \Delta \gamma_2(s)) \cdot n - \\
 - \Delta I_{L2}(s) \cdot (R_2 + L_2 \cdot s), \\
 \Delta I_{in_FB}(s) = (\Delta I_{L2}(s) \cdot \gamma_2^* + I_{L2}^* \cdot \Delta \gamma_2(s)) \cdot n, \\
 \Delta I_{L2}(s) = \Delta I_{load}(s) + \Delta U_{load}(s) \cdot s \cdot C_2, \\
 \Delta U_a(s) = \Delta U_{a_idl}(s) + Z_a(s) \cdot \Delta I_a(s), \\
 \Delta P_a(s) = \Delta U_a(s) \cdot I_a^* + \Delta I_a(s) \cdot U_a^*, \\
 \Delta I_{load}(s) = \Delta U_{load}(s) / Z_{load}(s).
 \end{cases} \quad (1)$$

Considering the power stabilization loop closing equations

$$\Delta P_e = \Delta P_{ref}(s) - \Delta P_a(s), \quad (2)$$

and the stabilization loop of the input voltage of the BTC

$$\Delta U_e = \Delta U_{in_FB}(s) - \Delta U_{ref_FB}(s), \quad (3)$$

we will compose the functional diagram of the CDD-LC with closed stabilization loop in the charging mode of the battery (fig. 1).

In the discharge mode of the battery with constant power, it is necessary to change the plus sign to the minus sign in the functional diagram (fig. 1) before the ΔU_{a_idl} increment of the open circuit voltage.

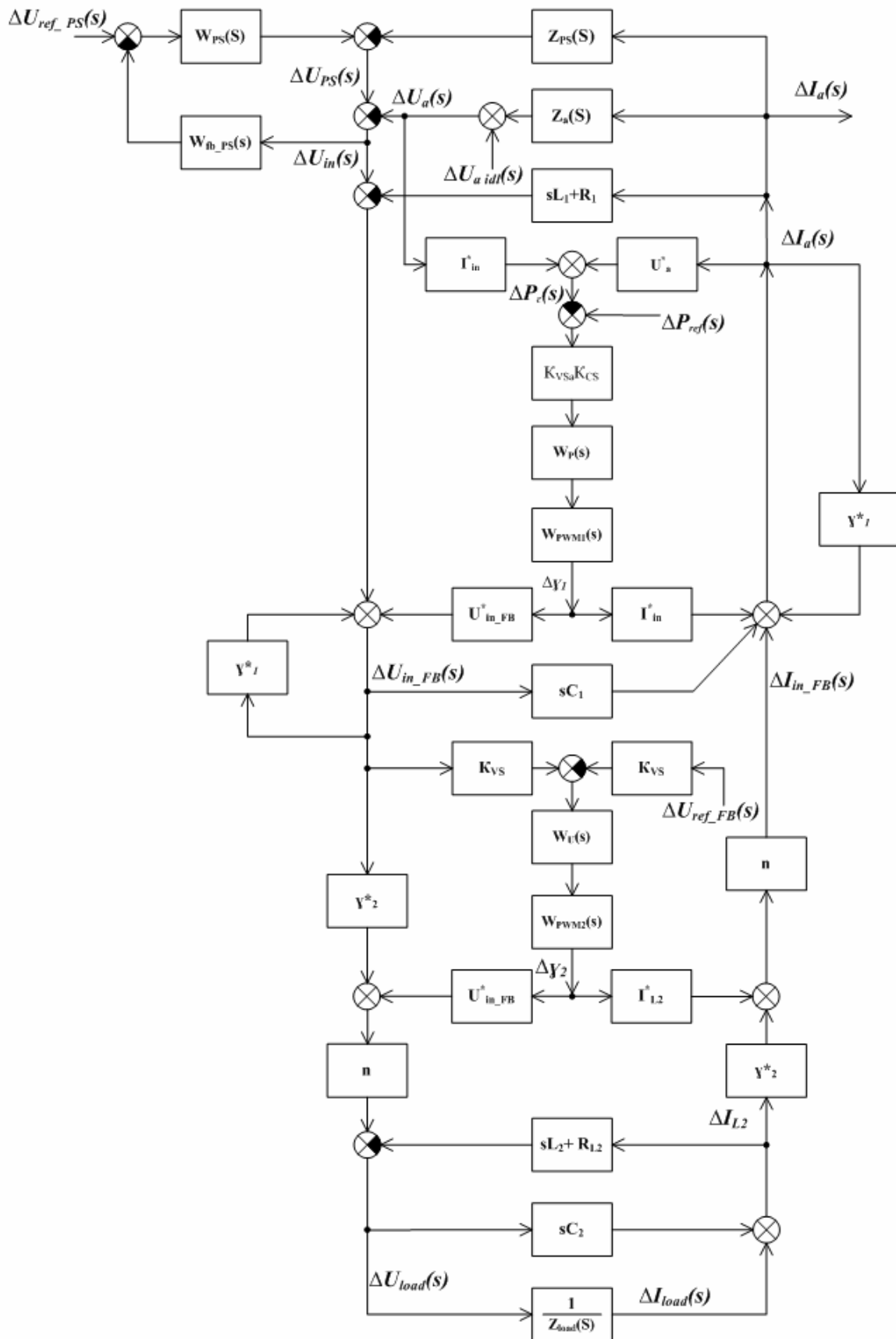


Fig. 1. Functional scheme of CDD-LC linearized model in dynamical mode for LIA constant power stabilization

Рис. 1. Функциональная схема линейаризованной модели ЗРУ-НП-РН в динамическом режиме при стабилизации зарядной мощности аккумулятора

Table 1

Resistance of resistors of CDD–LC mathematical model

R_{PS} , Ohm	R_a , Ohm	R_{w_a} , Ohm	R_{L2} , Ohm	R_{load} , Ohm	R_{L1} , Ohm
$9.3 \cdot 10^{-3}$	$2 \cdot 10^{-3}$	$3 \cdot 10^{-3}$	0.33	3	$5.3 \cdot 10^{-3}$

Table 2

Values of reactive elements of CDD–LC mathematical model

L_{PS} , μ HY	C_{PS} , μ F	L_a , μ HY	L_{w_a} , μ HY	L_2 , μ HY	C_2 , μ F	C_1 , μ F	L_{load} , μ HY	L_1 , μ HY
11	25	1.5	2	60	220	1050	23	31.3

Table 3

TF expressions of CDD–LC mathematical model

$W_{PS}(s)$	$W_{fb_{PS}}(s)$	$W_{PWM1}(s)$	$W_{PWM2}(s)$
$\frac{99}{1 + s \cdot 1.59 \cdot 10^{-4}}$	1	$3.7 \cdot 10^{-3} e^{-3.3 \cdot 10^{-6} \cdot s}$	$2.8 \cdot 10^{-4} e^{-12.5 \cdot 10^{-6} \cdot s}$

Table 4

Expressions of the impedances of CDD–LC mathematical model

$Z_{PS}(s)$	$Z_a(s)$	$Z_{w_a}(s)$	$Z_{load}(s)$
$\frac{R_{PS} + s \cdot L_{PS}}{1 + s \cdot R_{PS} \cdot C_{PS} + s^2 \cdot L_{PS} \cdot C_{PS}}$	$R_a + s \cdot L_a$	$R_{w_a} + s \cdot L_{w_a}$	$R_{load} + s \cdot L_{load}$

To analyze the stability of the power stabilization loop, we find the transfer function (TF) of the open loop (OL)

$$W_{OL_P}(s) = \Delta P_a(s) / \Delta P_{ref}(s).$$

For this reason, in the system of equations (1) we take the zero values of the control input:

$$\Delta U_{ref_PS} = 0, \Delta U_{ref_FB} = 0, \Delta U_{a_idl} = 0,$$

open closed loop by power:

$$\Delta P_{\varepsilon} = \Delta P_{ref}(s),$$

and solve the system of equations (1), (3), (4) concerning $\Delta P_a(s)$.

To calculate the TF $W_{OL_P}(s)$ parameters, it is necessary to set the initial values of the parameters and coefficients in the equations of the system (1). For a specific implementation of the CDD-LC, the values of the coefficients and parameters for calculating the parameters of the transfer functions of the CDD are summarized in tables 1 to 4.

According to the calculated logarithmic amplitude $L_{OL_P}(\omega) = 20 \lg \text{mod } W_{OL_P}(s)$ and phase characteristics (fig. 2), the uncorrected power stabilization loop does not have stability margin, i. e. the loop is unstable.

Current and voltage transients regulated in accordance with the LIA test program should not exceed the limits of the maximum values controlled by the protection system. Therefore, these processes should have the form as close as possible to aperiodic ones with the required rise time t_N (the time of the transient change from 10 to 90 %). For an aperiodic transient, the rise time t_N is related to the cutoff frequency ω_{c1} by an approximate expression [17]:

$$t_N = (0.3 - 0.6) \frac{1}{\omega_{c1}}.$$

In accordance with the method of V. V. Solodovnikov [17], for an aperiodic transient process, it is necessary to provide a phase margin.

The analysis shows that in order to provide the required stability margin, it is appropriate to include in the functional circuit of the loop a feedforward compensator with a TF of the following form:

$$W_{C1}(s) = \frac{T_1 \cdot s + 1}{T_2 \cdot s + 1}, \quad (4)$$

where $T_1 = 0.0318s$ and $T_2 = 133s$.

In this case corrected OL TF of power stabilization takes the form:

$$W_{COL_P}(s) = W_{OL_P}(s) \cdot W_{C1}(s).$$

This corresponds to the frequency characteristics of $L_{COL_P}(f)$, $\Delta \varphi_{COL_P}(f)$, shown in fig. 2.

It can be seen from fig. 2 that when the power is regulated in a wide range, the required stability margins are provided in the loop.

The voltage stabilization loop at the input of the BTC. The voltage of stabilization U_{MIT} at the input of the BTC is related to the allowed value of the drain-source voltage U_{ds} , using transistor switches:

$$U_{in_FB} \approx 0.5 \cdot U_{ds} = 12 \text{ V}.$$

Therefore, in transient modes, the voltage overshoot σ_2 is limited, and should not exceed the value $\sigma_2 = 45 \%$.

For the normal operation of the power stabilization and BTC voltage loops, the condition $t_{\sigma 2} \leq t_{\sigma 1}$ must be fulfilled, i. e. the transient time $t_{\sigma 2}$ should not be greater than in the power stabilization loop ($t_{\sigma 1} \approx (3-4) t_N$). On the basis of the foregoing, we find the frequency f_{C2} of the cut

in the voltage stabilization loop (VSL) of BTC from condition

$$f_{c2} \leq \frac{2}{t_{\sigma 2}} \approx 4\pi f_{c1}.$$

Fig. 2 shows that the frequency f_{c1} is approximately 200 Hz.

Therefore, the cutoff frequency in the VSL of BTC should be $f_{c2} \approx 2500$ Hz.

To analyze the stability of the BTC voltage stabilization loop, we find the TF of the open loop:

$$W_{OL_U}(s) = \Delta U_{in_FB}(s) / \Delta U_{ref_FB}(s).$$

For this, in the system of equations (1) we take the zero values of the control input: $\Delta U_{ref_PS} = 0$, $\Delta U_{ref_FB} = 0$, $\Delta U_{a_idl} = 0$, cut off the voltage feedback:

$$\Delta U_{\varepsilon} = -\Delta U_{ref_FB}(s),$$

and solve the system of equations (1), (3), (4) with respect to $\Delta U_{in_RB}(s)$.

Analysis of the stabilization loop shows that in order to ensure the required margins of stability and speed, it is appropriate to include in the functional circuit of the loop a feedforward compensator calculated by the method of V. V. Solodovnikov [17], with the TF of the following form:

$$W_{C2}(s) = \frac{(T_3 s + 1) \cdot (T_4 \cdot s + 1)}{(T_5 \cdot s + 1) \cdot (T_6 \cdot s + 1)}, \quad (5)$$

where $T_3 = 3.18 \cdot 10^{-5} s$, and $T_4 = 3.18 \cdot 10^{-4} s$, $T_5 = 3.18 \cdot 10^{-3} s$ and $T_6 = 3.18 \cdot 10^{-6} s$.

In this case, the corrected OL TF stabilizing the voltage takes the form:

$$W_{AOL_U}(s) = W_{OL_U}(s) \cdot W_{C2}(s).$$

This expression of the TF corresponds to the frequency characteristics of $L_{COL_U}(f)$, $\Delta \phi_{COL_U}(f)$, $\Delta \phi_{COL_U}(f)$, given in fig. 3.

It is evident from fig. 3: power control in a wide range in a loop provides necessary margins of stability; when medium and high power are stabilized, the requirements for the cut-off frequency f_{c2} of the VSL of BTC are fulfilled with a margin, and when the low-power charge/discharge LIA is stabilized, the decrease in the frequency f_{c2} does not lead to an increase in the voltage overshoot σ_2 due to the relatively small charge currents of the capacitor at the input of the BTC.

The change in the dynamic properties of the VSL of BTC can lead to a change in the dynamic properties of the PSL of LIA associated with it. To verify compliance with previously established requirements for the stability and speed of the PSL, $L_{COL_P}(f)$, $\Delta \phi_{COL_P}(f)$ were recalculated taking into account the correction of both loops and the results are shown in fig. 4.

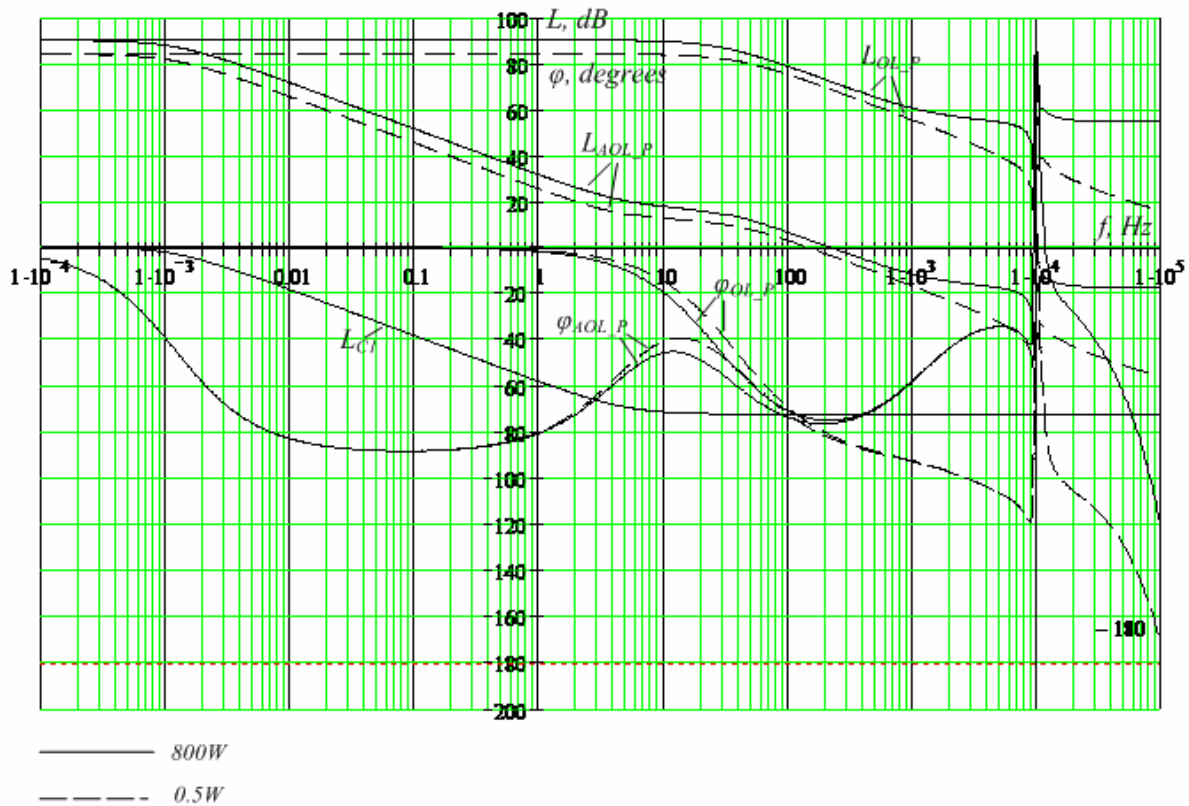


Fig. 2. Open loop Bode plot of CDD while charging LIA with constant power

Рис. 2. Частотные характеристики разомкнутого контура ЗРУ-НП при заряде ЛИА постоянной мощностью

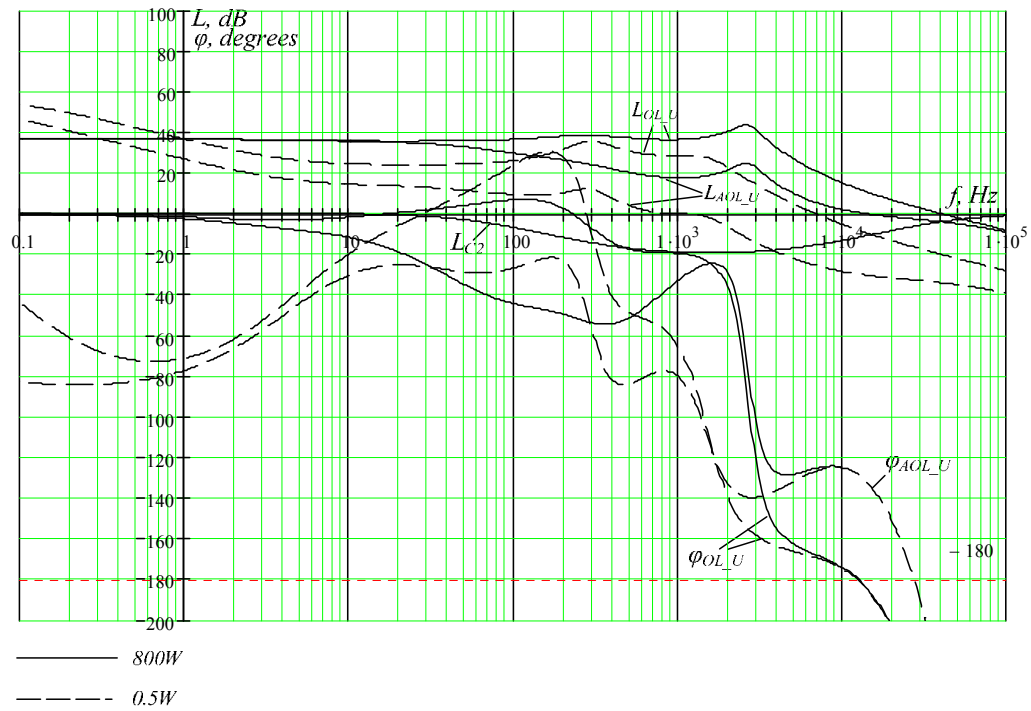


Fig. 3. Open loop Bode plot for $W_{OL_U}(s)$ in LIA constant power mode

Рис. 3. Частотные характеристики разомкнутого контура стабилизации напряжения $W_{OL_U}(s)$ при стабилизации мощности аккумулятора

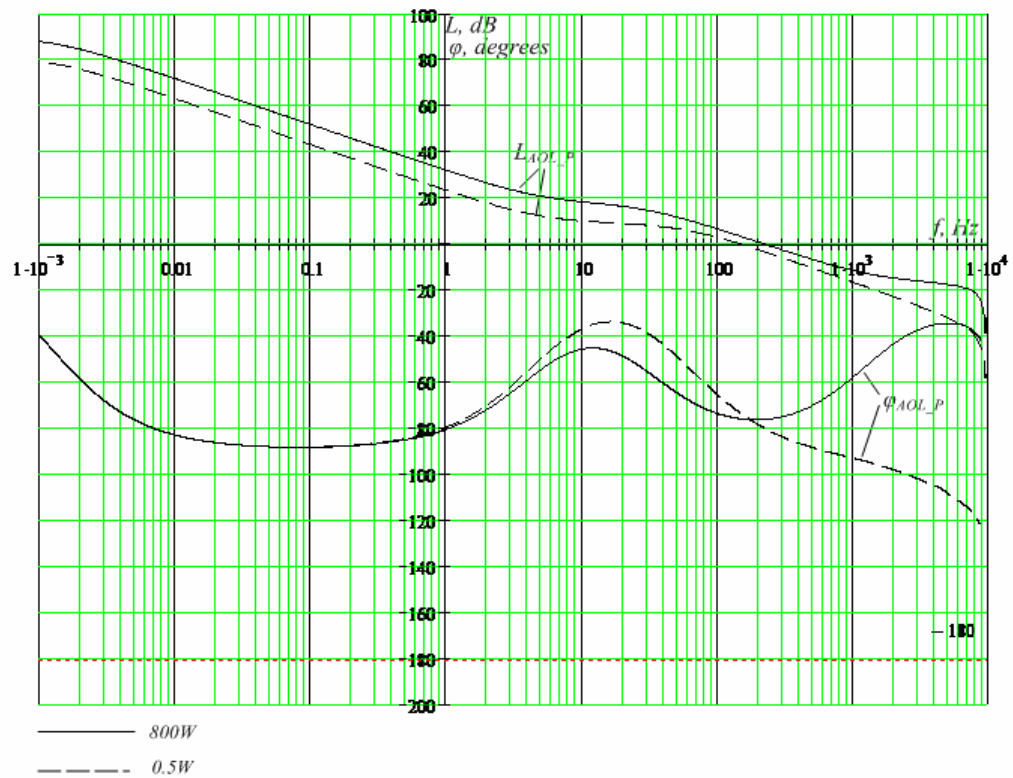


Fig. 4. Corrected open loop Bode plot of CDD model for $W_{COL_P}(s)$

Рис. 4. Частотные характеристики скорректированного разомкнутого контура ЗРУ–НП при заряде ЛИА постоянной мощностью

The FC of $L_{AOL_P}(f)$ и $\varphi_{AOL_P}(f)$ (fig. 4) corrected PSL charge/discharge of the LIA when controlling the powers in a wide range have the phase margins $\Delta\varphi_1 \geq 100^\circ$ and the cutoff frequency f_{c1} in the frequency range of 200 Hz, which meets the requirements.

Absolute stability. In the regime of charge/discharge power stabilization, the current-voltage characteristic (I–V characteristic) of a CDD–LC is non-linear, due to the presence of nonlinear (functional) feedback on the power of the LIA

$$P_a(t) = U_a(t) \cdot I_a(t).$$

Since the parameters of the functional feedback vary with time, the CDD–LC in the power stabilization mode is a non-linear non-stationary automatic control system (ACS).

For the stability analysis of such systems, it is appropriate to apply the method developed by B. N. Naumov and Ya. Z. Tsypkin [18–20]. This method requires bringing the ACS to a single-circuit view (fig. 5), containing a stable dynamic linear part (LP) and one static nonlinear element (NE). The criterion allows one to judge the stability of the ACS by the frequency characteristics of the LP system and the differential coefficient $k_{NE\max}$ of the NE transmission.

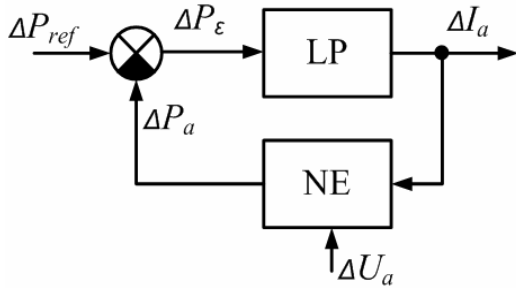


Fig. 5. Single-circuit view of the ACS: LP – linear part, NE – non-linear element

Рис. 5. Одноконтурный вид САУ: ЛЧ – линейная часть, НЭ – нелинейный элемент

In the case of a nonstationary system, B. N. Naumov and Ya. Z. Tsypkin showed [18–20] that the processes in the system will be asymptotically stable in general if the criterion of absolute stability is satisfied at the highest value of the differential coefficient $k_{NE\max}$ of NE transmission.

The main output variable of the CDD is the current $I_a(t)$ of the LIA, which when the power is stabilized varies depending on the voltage of the LIA U_a , which according to (1) has the form:

$$U_a(s) = U_{a_idl}(s) + Z_a(s) \cdot I_a(s).$$

The equation of a nonlinear element:

$$P_a(I_a) = (U_{a_idl} + R_a \cdot I_a) \cdot I_a \cdot K_{CS} \cdot K_{VCA} \cdot K_P, \quad (6)$$

where K_P – coefficient of proportionality.

The linear part of the power stabilization open loop is described by a system of equations:

$$\begin{cases} \Delta U_{PS}(s) = (\Delta U_{ref_PS}(s) - \Delta U_{in}(s) \cdot W_{fb_PS}(s)) \times \\ \times W_{PS}(s) - Z_{PS}(s) \cdot \Delta I_a(s), \\ \Delta U_{in}(s) = \Delta U_{PS}(s) - \Delta U_a(s) - Z_a(s) \cdot \Delta I_a(s), \\ \Delta \gamma_1(s) = \Delta P_{ref}(s) \cdot K_{CS} \cdot K_{VSA} \cdot W_P(s) \cdot W_{PWM1}(s), \\ \Delta \gamma_2(s) = (\Delta U_{in_FB}(s) - \Delta U_{ref_FB}(s)) \cdot K_{VS} \cdot W_U(s) \cdot W_{PWM2}(s), \\ \Delta U_{in_FB}(s) = \Delta U_{in}(s) - \Delta I_a(s) \cdot (R_{L1} + L_{L1} \cdot s) + \\ + \Delta U_{in_FB}(s) \cdot \gamma_1^* + \Delta U_{in_FB}^* \cdot \Delta \gamma_1(s), \\ \Delta I_a(s) = I_a^* \cdot \Delta \gamma_1(s) + \Delta I_a(s) \cdot \gamma_1^* + \Delta U_{in_FB}(s) + \\ + \Delta U_{in_FB}^* \cdot s \cdot C_1, \\ \Delta U_{load}(s) = (\Delta U_{in_FB}(s) \cdot \gamma_2^* + U_{in_FB}^* \cdot \Delta \gamma_2(s)) \cdot n - \\ - \Delta I_{L2}(s) \cdot (R_2 + L_2 \cdot s), \\ \Delta I_{in_FB}(s) = (\Delta I_{L2}(s) \cdot \gamma_2^* + I_{L2}^* \cdot \Delta \gamma_2(s)) \cdot n, \\ \Delta I_{L2}(s) = \Delta I_{load}(s) + \Delta U_{load}(s) \cdot s \cdot C_2, \\ \Delta U_a(s) = \Delta U_{a_idl}(s) + Z_a(s) \cdot \Delta I_a(s), \\ \Delta P_a(s) = \Delta U_a(s) \cdot I_a^* + \Delta I_a(s) \cdot U_a^*, \\ \Delta I_{load}(s) = \Delta U_{load}(s) / Z_{load}(s). \end{cases}$$

To analyze the absolute stability of the power stabilization loop, we find the TF of the linear part of the open loop

$$W_{OL_LP}(s) = \Delta I_a(s) / \Delta P_{ref}(s),$$

and LPC $L_{OL_LP}(s)$, $\varphi_{OL_LP}(s)$ (fig. 6).

According to Naumov–Tsypkin criterion [18–20], for absolute stability of processes in a control system with nonstationary NE it is sufficient that the LP should be stable and the frequency response of the LP should satisfy all frequencies $0 \leq \omega \leq \infty$ the condition:

$$\operatorname{Re}(W_{OL_LP}(j\omega)) + \frac{1}{k_{NE\max}} > 0$$

or:

$$\operatorname{Re}(k_{NE\max} W_{OL_LP}(j\omega)) > -1.$$

Denoting the TF by modified LP (MLP),

$$W_{MLP}(j\omega) = k_{NE\max} W_{OL_LP}(j\omega),$$

we obtain the condition of absolute stability processes in the form:

$$\operatorname{Re}(W_{MLP}(j\omega)) > -1, \quad (7)$$

where the maximum differential transmission coefficient of NE:

$$k_{NE\max} = \left(\frac{\partial P_a}{\partial I_a} \right)_{\max}.$$

In accordance with (6), the coefficient k_{NE} is a function of three independent variables: the input current I_a , the open circuit voltage U_{a_idl} , the internal resistance R_a of the battery.

Let us study the ranges of k_{NE} coefficient variation depending on these parameters.

It follows from fig. 7 that the coefficient k_{NE} reaches its maximum value at the maximum current I_a , voltage $U_{a_idl} = 4,2$ V and resistance $R_a = 20$ mOhm, with $k_{NE_MAX} \leq 12$.

Graphical interpretation of condition (7) means that the amplitude-phase characteristic (APC) of the MLD (fig. 8) should lie to the right of the vertical line passing through the point with the coordinates $(-1; 0)$.

Since the frequency characteristics (FC) LP of the CDD-LC (fig. 8) depends on the value of the stabilized power, the analysis of the absolute stability of the processes must be performed for the entire range of power regulation P_a . As a result of APC MLP analysis it was stated that it is sufficient to check the absolute stability with minimum and maximum LIA test power values (fig. 8).

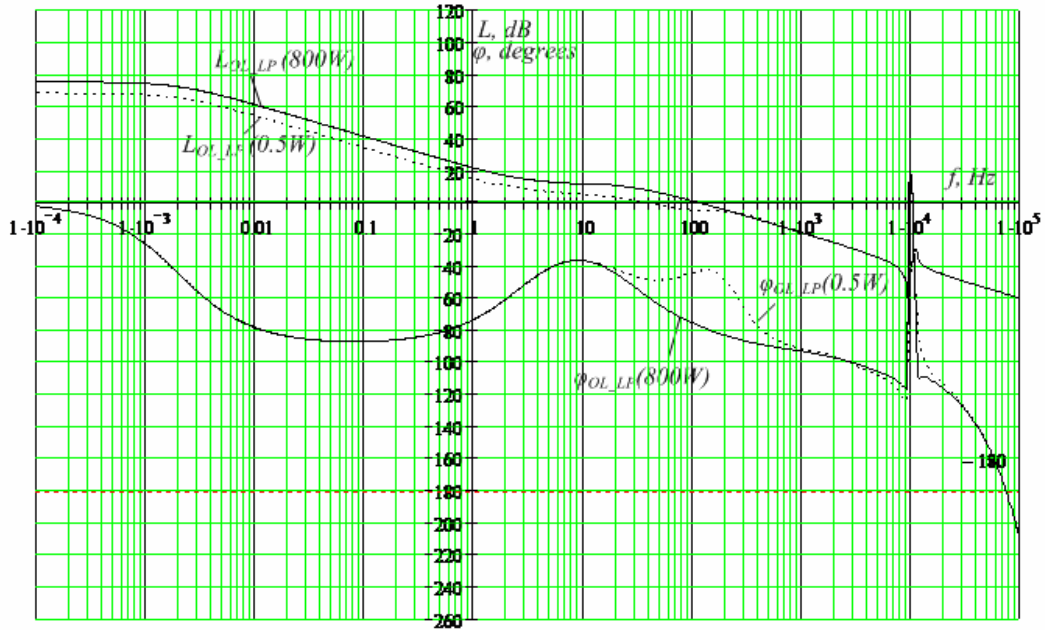


Fig. 6. Bode plot of open-loop linear part (OL_LP)

Рис. 6. Частотные характеристики разомкнутого контура линейной части (ЛЧ)

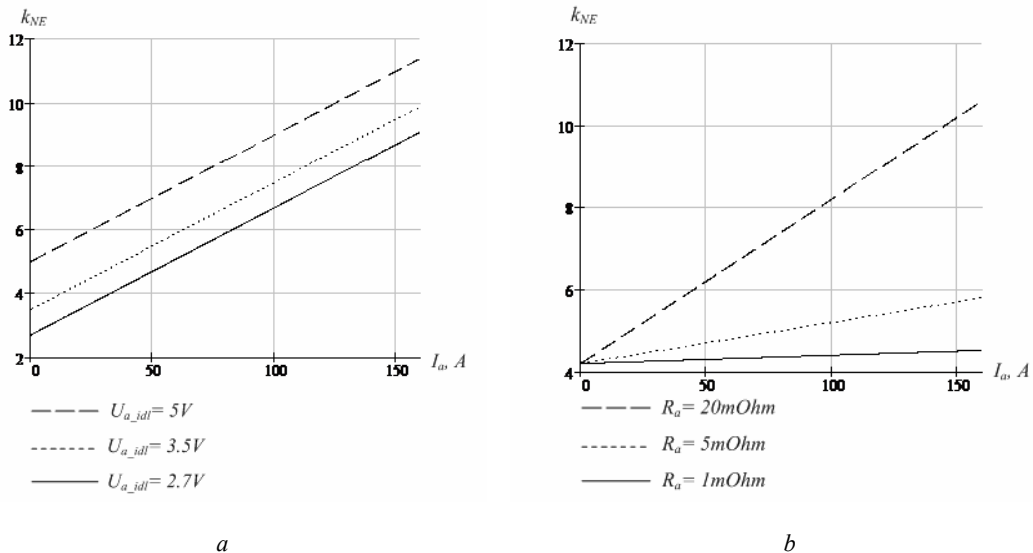


Fig. 7. Dependence of the coefficient $k_{NE}(I_a)$ on: a – different voltages U_{a_idl} and resistance $R_a = 20$ mOhm; b – different resistance R_a and voltage $U_{a_idl} = 4,2$ V

Рис. 7. Зависимость коэффициента $k_{НЭ}(I_{вх})$: а – при различных напряжениях $U_{а_хх}$ и сопротивлении $R_a = 20$ мОм; б – при различных сопротивлениях R_a и напряжении $U_{а_хх} = 4,2$ В

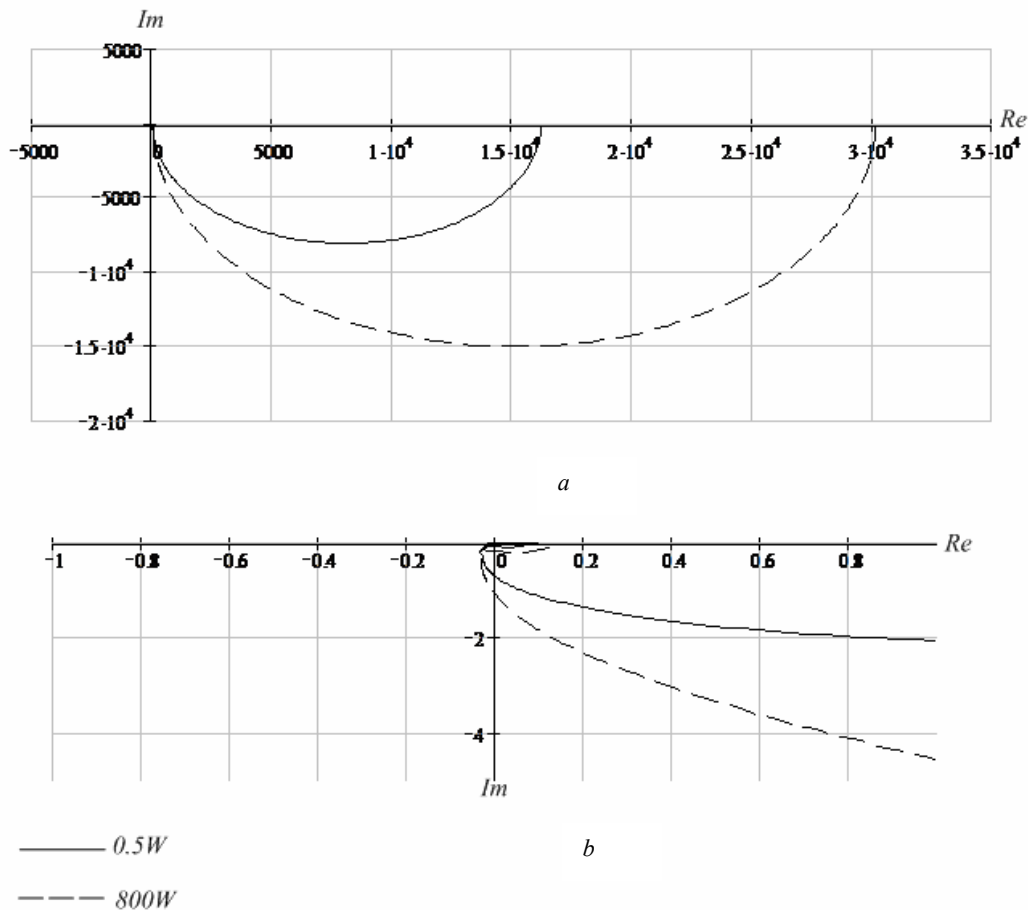


Fig. 8. Amplitude phase characteristic $W_{MLD}(j\omega)$ for $k_{NE} = 12$: a – for the frequency range $0 \leq \omega \leq 10^5$, b – in the field of high frequencies (in the vicinity of the point $(-1; j \cdot 0)$)

Рис. 8. Амплитудно-фазовая характеристика $W_{MLD}(j\omega)$ при $k_{NE} = 12$: a – для диапазона частот $0 \leq \omega \leq 10^5$; b – в области высоких частот (в окрестности точки $(-1; j \cdot 0)$)

It follows from APC (fig. 8):

1. For the calculated and selected parameters of the MLD $W_{MLD}(j\omega)$ linear part, the condition of absolute processes stability (7) is fulfilled irrespective of the power value P_a of the LIA charge/discharge.

2. The hodographs APC MLD $W_{MLD}(j\omega)$ at the maximum and minimum input powers differ in the interval of low and medium frequencies and practically coincide in the high-frequency interval, determining the absolute stability of the CDD–LC control system, which indicates the correctness of the synthesis of correcting devices (4) and (5).

To prove the adequacy of the developed mathematical models, the experimental sample of the CDD–LC module was investigated.

To obtain transient control processes with power stabilization, the experiment scheme shown in fig. 9 was used. In the tests, instead of the LIA, a test load was used that allowed to estimate the operation in large ranges of currents and voltages of the CDD.

When testing, direction of current when charging the battery is taken for a positive current direction. Fig. 10 shows the process of changing the voltage U_{in_FB} at the input of the BTC (upper graph of the oscillogram)

and the current of the battery I_a (lower graph of the oscillogram) with a linear discharge power surge of the battery from $P_3 = 3 \text{ W}$ to $P_3 = 640 \text{ W}$. At the same time, the rate of battery power surge is $V_1 = 350 \text{ A/s}$. Sweep trace of the voltage channel U_{in_FB} corresponds to 5V/div (fig. 10) and 80 A/div for channel measurement of current I_a . Time sweep trace – 100 ms/div .

It can be seen from fig. 10 that the current deviation from the linear character differs slightly, and the excessive correction of σ_2 voltage U_{BTC} does not exceed 42 %, which meets the requirements for the value of σ_2 .

Conclusion. The developed mathematical model of electromagnetic processes of the CDD–LC in the charge/discharge LIA power stabilization mode allows to analyze and synthesize CDD–LC with the required control power stabilization loop quality indicators.

Control system of the CDD–LC is presented in the form of two interrelated control loops: power stabilization loop, and the input voltage stabilization loop of the bridging transformer converter. It is shown that it is appropriate to adjust the power stabilization loop first, and then, taking into account the data obtained, select the parameters of the BTC voltage stabilization loop correcting device.

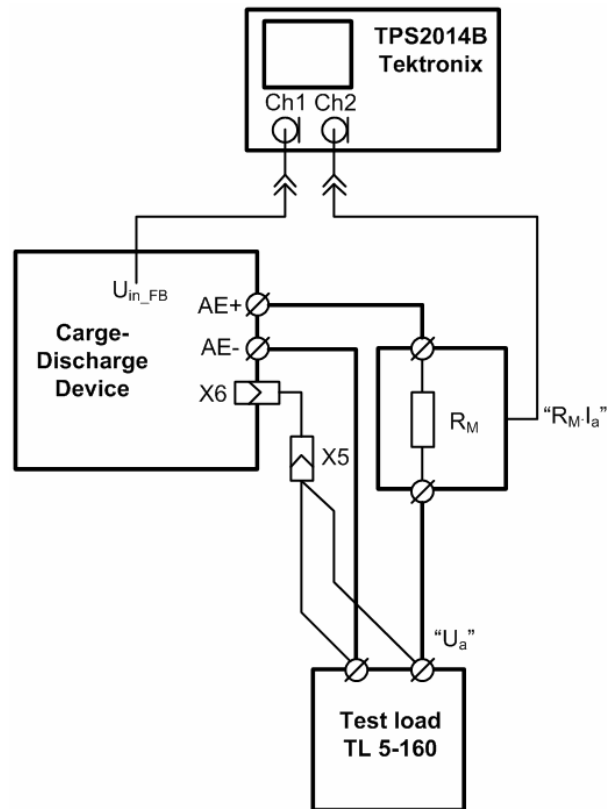


Fig. 9. Transient response experiment test structure

Рис. 9. Схема эксперимента для снятия переходных процессов по управлению

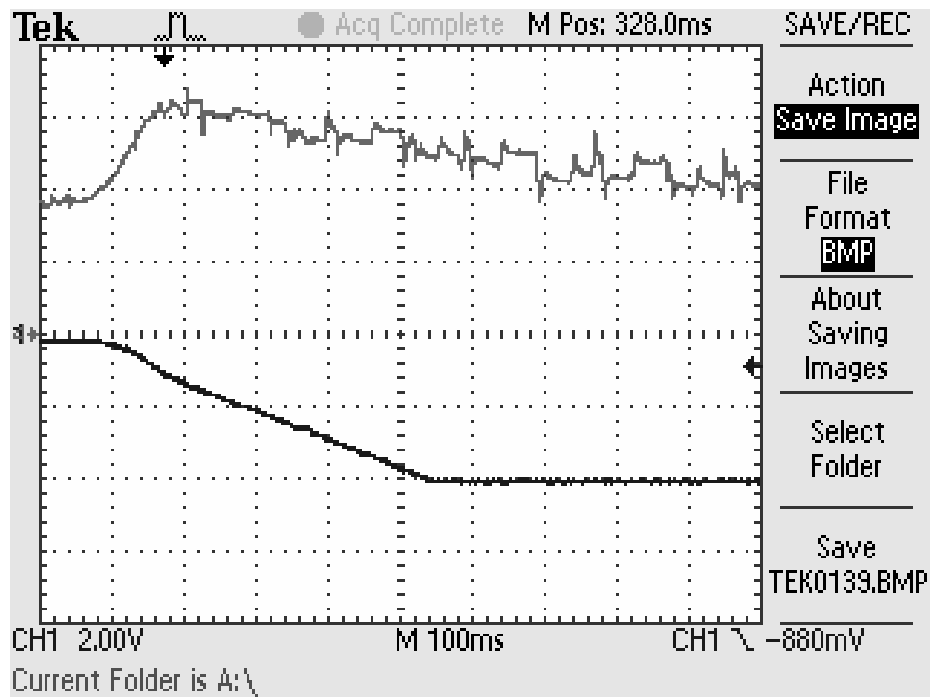


Fig. 10. Transients for linearly increasing power

Рис. 10. Переходные процессы при линейном увеличении разрядной мощности

The proposed type of correcting devices allows to ensure absolute stability of processes in the CDD–LC when stabilizing the charge/discharge power of LIA with the required speed and quality of transients.

The experimentally obtained transients meet the necessary requirements, which confirms the adequacy of the CDD–LC mathematical model with the stabilization of the LIA power.

References

1. GOST R MEK 61427-1–2014. *Akkumulyatory i akkumulyatornyye batarei dlya vozobnovlyayemykh istochnikov energii. Obshchiye trebovaniya i metody ispytaniy. CHast' 1. Primeneniye v avtonomnykh fotoelektricheskikh sistemakh* [Secondary cells and batteries for renewable energy storage. General requirements and methods of test. Part 1. Photovoltaic off-grid application]. Moscow, Standartinform Publ., 2014. 13 p.
2. GOST R MEK 62660-1–2014. *Akkumulyatory litiy-ionnyye dlya elektricheskikh dorozhnykh transportnykh sredstv. CHast' 1. Opredeleniye rabochnykh kharakteristik* [Secondary lithium-ion cells for the propulsion of electric road vehicles. Part 1. Performance testing]. Moscow, Standartinform Publ., 2015. 29 p.
3. Mizрах E. A., Kopylov E. A., Nesterishin M. V. et al *Ustroystvo dlya ispytaniya akkumulyatornogo elementa* [Battery cell testing equipment]. Patent RF, No. 123530, 2012.
4. Mizрах E. A., Lobanov D. K., Kopylov E. A. et al *Preobrazovatel' napryazheniya* [Voltage converter]. Patent RF, No. 153595, 2015.
5. Fedchenko A. S., Kopylov E. A., Lobanov D. K. et al. Static accuracy of the automated stand for lithiumion batteries testing. 18th Mediterranean Electrotechnical Conference (MELECON), 2016, April 18–20. DOI:10.1109/MELCON.2016.7495336.
6. Fedchenko A. S., Kopylov E. A., Lobanov D. K. Mizrah E. A. Static Accuracy of the Lithium-Ion Battery Automated Test Bench. 2016 International Siberian Conference on Control and Communications (SIBCON). ISBN: 978-1-4673-8383-7/16.
7. Fedchenko A. S., Kopylov E. A., Lobanov D. K. et al. Study of a lithium-ion battery charge-discharge test unit characteristics. IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering 122 (2016) 012015. DOI: 10.1088/1757-899X/122/1/012015.
8. Peter A. Gottlieb, Rodger B. Dowdell, Jr. Battery communication system. Patent US, No. 6274950 B1, 2001.
9. Narayana Prakash Saligram, Sreejakumar Sreekanthan Nair, Ramakrishnan Madenoor Krishnan et al. Battery charging method and apparatus. Patent US, No. 8581554 B2, 2013.
10. James Thommes, Robert W. Johnson Jr., William J. Raddi. Uninterruptible power supplies with dual-sourcing capability and methods of operation thereof. Patent US, No. 6160722 A, 2000.
11. Concha P., Vélez P., Lafoz M., Arribas J. R. Flexible low-cost system to test batteries and ultracapacitors for electric and hybrid vehicles in real working conditions. *World Electric Vehicle Symposium and Exhibition (EVS27)*. Barcelona, 2013, P. 1–11. DOI: 10.1109/EVS.2013.6914771.
12. Jo H., Cha H. Parallel operation of three-phase bi-directional isolated interleaved DC-DC converters for battery test system. *IEEE Applied Power Electronics Conference and Exposition – APEC 2014, Fort Worth, TX*. 2014, P. 1584–1589. DOI: 10.1109/APEC.2014.6803518
13. Mizrah E. A., Lobanov D. K., Kopylov E. A. et al. On the Static Accuracy of Charge-Discharge Units Intended for Electrical Tests of High Capacity Li-ion Batteries. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, International Siberian Conference Reshetnev Readings*. 2016. DOI: 10/1088/1757-899X/255/1/012016.
14. Fedchenko A. S., Kopylov E. A., Lobanov D. K. An automated charge-discharge unit for electrical tests of individual high capacity lithium-ion battery cells. *2015 International Siberian Conference on Control and Communications (SIBCON)*. Proceedings. Omsk, Omsk State Technical University. Russia, Omsk, May 21–23, 2015. IEEE Catalog Number: CFP15794-CDR.
15. Kotelnikov V. A. On the carrying capacity of the ether and wire in telecommunications, *Material for the First All-Union Conference on Questions of Communication*. Moscow, Red. Upr. Svyazi RKKA Publ., 1933.
16. Bryant B., Kazimierczuk M. K. Open-loop power-stage transfer functions relevant to current-mode control of boost PWM converter operating in CCM, *Circuits and Systems I: Regular Papers. IEEE Transactions*. 2005, Vol. 52, No. 10, P. 2158–2164.
17. Solodovnikov V. V. *Osnovy avtomaticheskogo regulirovaniya teoriya* [Fundamentals of automatic regulation. Theory]. Moscow, Gosudarstvennoe nauchnotekhnicheskoe izdatel'stvo mashinostroitel'noy literatury Publ., 1954, 1120 p.
18. Tsyppkin Ya. Z. *Osnovy teorii avtomaticheskikh system* [Fundamentals of automatics system theory]. Moscow, Nauka Publ., 1977, 560 p.
19. Vavilov A. A. *Chastotnyye metody rascheta nelineynykh sistem* [Frequency analysis of nonlinear systems]. Leningrad, Energiya Publ., 1970, 324 p.
20. Naumov B. N. *Teoriya nelineynykh avtomaticheskikh sistem. Chastotnyye metody* [Frequency methods in the theory of nonlinear automatic systems]. Moscow, Nauka Publ., 1972, 544 p.

Библиографические ссылки

1. ГОСТ Р МЭК 61427-1–2014. Аккумуляторы и аккумуляторные батареи для возобновляемых источников энергии. Общие требования и методы испытаний. Ч. 1. Применение в автономных фотоэлектрических системах. М. : Стандартинформ, 2014. 13 с.
2. ГОСТ Р МЭК 62660-1–2014. Аккумуляторы литий-ионные для электрических дорожных транспортных средств. Ч. 1. Определение рабочих характеристик. М. : Стандартинформ, 2015. 29 с.
3. Пат. 123530 Российская Федерация, МПК G 01 N 27/416. Устройство для испытания аккумулятора / Мизрах Е. А., Копылов Е. А., Нестеришин М. В., Козлов Р. В., Лобанов Д. К. ; заявитель и патентообладатель Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. № 2012127508 ; заявл. 02.07.12 ; запат. 27.12.12.

4. Пат. 153595 Российская Федерация, МПК Н 02 М 3/335, Н 02 М 3/337, Н 02 М 3/28, Н 02 М 3/24. Преобразователь напряжения / Мизрах Е. А., Лобанов Д. К., Федченко А. С., Копылов Е. А. ; заявитель и патентообладатель СибГАУ имени академика М. Ф. Решетнева. № 2014147920 ; заявл. 27.11.14 ; зарег. 30.06.15.
5. Static accuracy of the automated stand for lithium batteries testing / A. S. Fedchenko [et al.] // 18th Mediterranean Electrotechnical Conference (MELECON). 2016, April 18–20.
6. Fedchenko A. S., Kopylov E. A., Lobanov D. K., Mizrah E. A. Static Accuracy of the Lithium-Ion Battery Automated Test Bench // International Siberian Conference on Control and Communications (SIBCON). 2016.
7. Study of a lithium-ion battery charge-discharge test unit characteristics / A. S. Fedchenko [et al.] // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering. 2016. 122. 012015. DOI: 10.1088/1757-899X/122/1/012015.
8. Пат. 6274950 В1 США, МПК Н 02 J 7/00, Н 02 J 9/06, G 01 R 31/36. Battery communication system / Gottlieb P. A., Dowdell R. B. Jr. № 08/205,527 ; заявл. 03.03.94 ; опубл. 14.08.01.
9. Пат. 8581554 В2 США, МПК Н 02 J 7/00. Battery charging method and apparatus / Narayana Prakash Saligram, Sreejakumar Sreekantan Nair, Ramakrishnan Madenoor Krishnan, Milind Dighrasker. № 12/500,877 ; заявл. 10.07.09 ; опубл. 12.11.13.
10. Пат. 6160722 А США, МПК Н 02 М 7/12, Н 02 М 5/458, Н 02 J 9/06. Uninterruptible power supplies with dual-sourcing capability and methods of operation thereof / James Thommes, Robert W. Johnson, Jr., William J. Raddi. № 09/401,423 ; заявл. 22.09.99 ; опубл. 12.12.00.
11. Concha P. Flexible low-cost system to test batteries and ultracapacitors for electric and hybrid vehicles in real working conditions [Электронный ресурс]. URL: <http://ieeexplore.ieee.org/iel7/6902670/6914705/06914771.pdf> (дата обращения: 24.05.2018).
12. Jo H. and Cha H. Parallel operation of three-phase bi-directional isolated interleaved DC–DC converters for battery test system // IEEE Applied Power Electronics Conference and Exposition – APEC 2014. 2014. P. 1584–1589.
13. On the Static Accuracy of Charge-Discharge Units Intended for Electrical Tests of High Capacity Li-ion Batteries / E. A. Mizrah, [et al.] // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, International Siberian Conference. Reshetnev Readings-2016. 2016. DOI: 10/1088/1757-899X/255/1/012016.
14. Fedchenko A. S., Kopylov E. A., Lobanov D. K. An automated charge-discharge unit for electrical tests of individual high capacity lithium-ion battery cells // International Siberian Conference on Control and Communications (SIBCON). Proceedings (Omsk, May 21–23). Omsk : Omsk State Technical University, 2015. IEEE Catalog Number: CFP15794-CDR.
15. Kotelnikov V. A. On the carrying capacity of the ether and wire in telecommunications // Material for the First All-Union Conference on Questions of Communication, Izd. Red. Upr. Svyazi RKKA. M., 1933.
16. Bryant B. and Kazimierczuk M. K. Open-loop power-stage transfer functions relevant to current-mode control of boost PWM converter operating in CCM, Circuits and Systems I: Regular Papers // IEEE Transactions on. 2005. Vol. 52, No. 10. P. 2158–2164.
17. Основы автоматического регулирования: теория / В. В. Солодовников [и др.] ; под. ред. В. В. Солодовникова. М. : Государственное научно-техническое издательство машиностроительной литературы, 1954. 1120 с.
18. Цыпкин Я. З. Основы теории автоматических систем. М. : Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1977. 560 с.
19. Вавилов А. А. Частотные методы расчета нелинейных систем. Л. : Энергия, 1970. 324 с.
20. Наумов Б. Н. Теория нелинейных автоматических систем. Частотные методы. М. : Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1972. 544 с.

© Kopylov E. A., Lobanov D. K., Mizrah E. A., 2018

MATHEMATICAL MODEL FOR GEOSTATIONARY SPACECRAFT DISTURBING TORQUES DETERMINATIONS. V. Latyntsev^{1*}, A. V. Murygin²¹ JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52, Lenin Str., 52, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia Federation² Reshetnev Siberian State University of Science and Technologies
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

* E-mail: lat.sv@mail.ru

Modern requirements to increase spacecraft active existence lead to the efficiency of all its resources use improvement. And one of the main spacecraft resources, which determines the period of active existence, is the orientation engines fuel. The fuel consumption of the orientation engines depends on the external disturbance torques affecting the spacecraft. The work is devoted to the development of a mathematical model that allows to determine external disturbance torques continuously affecting the spacecraft. The mathematical model is based on the assumption that the kinetic moment of the spacecraft remains unchanged in the inertial coordinate system. The use of an active flywheel orientation system makes it possible to measure a spacecraft kinetic and disturbance moments. A special feature of this measurement is the rigid connection of flywheels with the spacecraft body that rotates at an orbital speed. This feature makes it necessary to take into account the kinematic relationship of the flywheel kinetic moment with the kinetic and disturbance moments in the inertial space. Thus, according to the kinetic moment variation law, it was possible to obtain a mathematical model for the interrelation between the flywheel kinetic moment and external disturbance torques. To test the model, two of the most common methods of mean-square filter readings were examined: the Gaussian filter and the Kalman filter. Modeling systems of equations and coefficients of error matrices were determined for modeling. The model was tested in the GNU Octave mathematical computing environment using telemetry information received in 2017, from medium-sized spacecraft (based on the Express-1000H platform) and heavy (Express-2000) class. To compare the results, the graphs for calculating the kinetic moment from the model and the measured kinetic moment from the flywheels are given. The mean-square deviation of the compared values did not exceed 0.1 Nm for the Gaussian filter and 0.03 Nms for the Kalman filter. The graphs of disturbing torques estimation by a mathematical model are given. The mean-square deviation of the estimate of the disturbing torquess for the Gaussian filter did not exceed 0.9 % and for the Kalman filter it was 2 %. The convergence of the disturbing torques estimates shows the adequacy of the developed mathematical model.

Keywords: attitude determination and control system, spacecraft, disturbing torque.

Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 2. С. 293–302

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВОЗМУЩАЮЩИХ МОМЕНТОВ ГЕОСТАЦИОНАРНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТАС. В. Латынцев^{1*}, А. В. Мурыгин²¹ АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52² Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

* E-mail: lat.sv@mail.ru

Современные требования по увеличению срока активного существования космического аппарата приводят к повышению эффективности использования всех его ресурсов. И одним из главных ресурсов космического аппарата, который определяет срок активного существования, является топливо двигателей ориентации. Расход топлива двигателями ориентации зависит от внешних возмущающих моментов, действующих на космический аппарат. Представлена разработка математической модели, которая позволяет определять внешние возмущающие моменты, действующие непрерывно на космический аппарат. Математическая модель строится на предположении, что кинетический момент космического аппарата остается неизменным в инерциальной системе координат. Использование активной маховичной системы ориентации дает возможность измерять кинетический и возмущающие моменты космического аппарата. Особенностью такого измерения является жесткая связь маховиков с корпусом космического аппарата, который вращается с орбитальной скоростью. Эта особенность заставляет учитывать кинематическую взаимосвязь кинетического момента маховиков с кинетическим и возмущающими моментами в инерциальном пространстве. Таким обра-

зом, из закона изменения кинетического момента удалось получить математическую модель взаимосвязи кинетического момента маховиков и внешних возмущающих моментов. Для проверки модели были рассмотрены два наиболее распространенных метода среднеквадратичной фильтрации показаний – фильтр Гаусса и фильтр Калмана. Для моделирования были определены моделируемые системы уравнений и коэффициенты матриц ошибок. Проверка модели проводилась в среде математических вычислений GNU Octave по телеметрической информации, полученной в 2017 году с космических аппаратов среднего (на базе платформы «Экспресс-1000H») и тяжелого («Экспресс-2000») класса. Для сравнения результатов приведены графики расчета кинетического момента по модели и измеренного кинетического момента с маховиков. Среднеквадратичное отклонение сравниваемых значений не превысило 0,1 Н·м/с для фильтра Гаусса и 0,03 Н·м/с для фильтра Калмана. Приведены графики оценки возмущающих моментов по математической модели. Среднеквадратичное отклонение оценки возмущающих моментов для фильтра Гаусса не превысило 0,9 % и для фильтра Калмана – 2 %. Сходимость оценок возмущающих моментов показывает адекватность разработанной математической модели.

Ключевые слова: система ориентации и стабилизации, космический аппарат, возмущающие моменты.

Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-2-293–302

Introduction. Since 2011 in Russia on the basis of modern platforms of medium ("Express 1000H") and heavy ("Express-2000") classes several geostationary spacecrafts (SC) of communication have been launched: "Luch 5A", "Luch 5B", "Luch 5B", "Express AM5", "Express AM6", "Express AT1", "Express AT2", "Yamal-300K", "Yamal-401", etc. In the course of a SC normal operation it experiences different disturbance torques which are compensated by orientation and stabilization active control system with flywheels application. Such system is very widespread among relay satellites [1–8]. The main advantage of flywheels systems is an opportunity to create the operating moments in external force fields absence or when this field is the disturbing factor. Also, flywheels do not expend a working body as jet engines do. But at disturbance torques long influence, flywheels rotation speed increases. Flywheels rotation maximal speed restriction leads to unloading due to jet engines inclusion [2]. Therefore it is necessary to have a fuel reserve for flywheels unloading during the whole term of active existence on modern SCs. The authors of works [9–13] presented the methods of geostationary SC flywheels unloading by solar pressure force use that allows to save the fuel. At the same time one of the specified methods first problems is the definition of a system kinetic moment which consists of a SC kinetic moment and a flywheels kinetic moment. The SC kinetic moment is calculated by multiplication of a SC angular velocity of rotation by SC inertia moments, the flywheels kinetic

moment is calculated by multiplication of flywheels rotation speed by a flywheel inertia moment. Using this method of SC kinetic moment determination an internal kinetic moment (for example, from the thermal regulation system [14]) and an error of SC inertia moments knowledge are not considered. As shown in [15], one more error source is the influence of unknown external disturbing torques. All these errors, at accurate pointing and stabilization of a SC, are compensated by a flywheel control system. And then it turns out that a flywheel kinetic moment consists of the cumulated kinetic moment from external disturbing forces and errors of SC total kinetic moment knowledge. In a control system which does not consider these errors unloading is performed less effectively.

The purpose of this work is to improve unloading effectiveness by solving the following tasks:

- 1) the development of a mathematical model which will allow to define authentically a cumulated kinetic moment from the external disturbing forces on flywheels;
- 2) to confirm mathematical model adequacy according to telemetric data from the SCs in flight.

A system model. Let us introduce the following right orthogonal systems of coordinates:

- 1) inertial coordinate systems (ICS), which corresponds to the international celestial coordinate system [16] and is indicated by $O_I X_I Y_I Z_I$ (fig. 1);
- 2) coupled coordinate system (CCS) of $OXYZ$, its origin is in the spacecraft cog, the axes are its principal central axes of inertia (fig. 1).

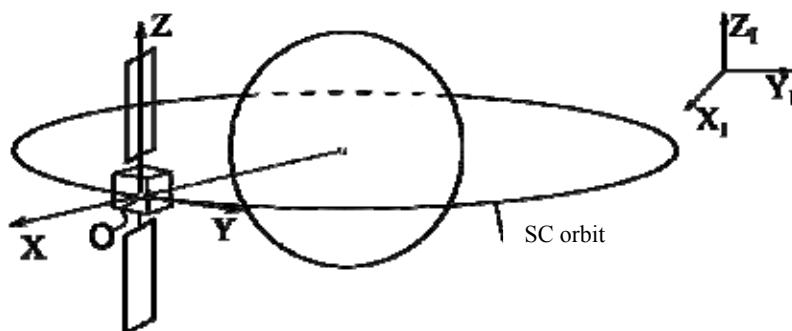


Fig. 1. Inertial and coupled coordinate systems

Рис. 1. Инерциальная и связанная системы координат

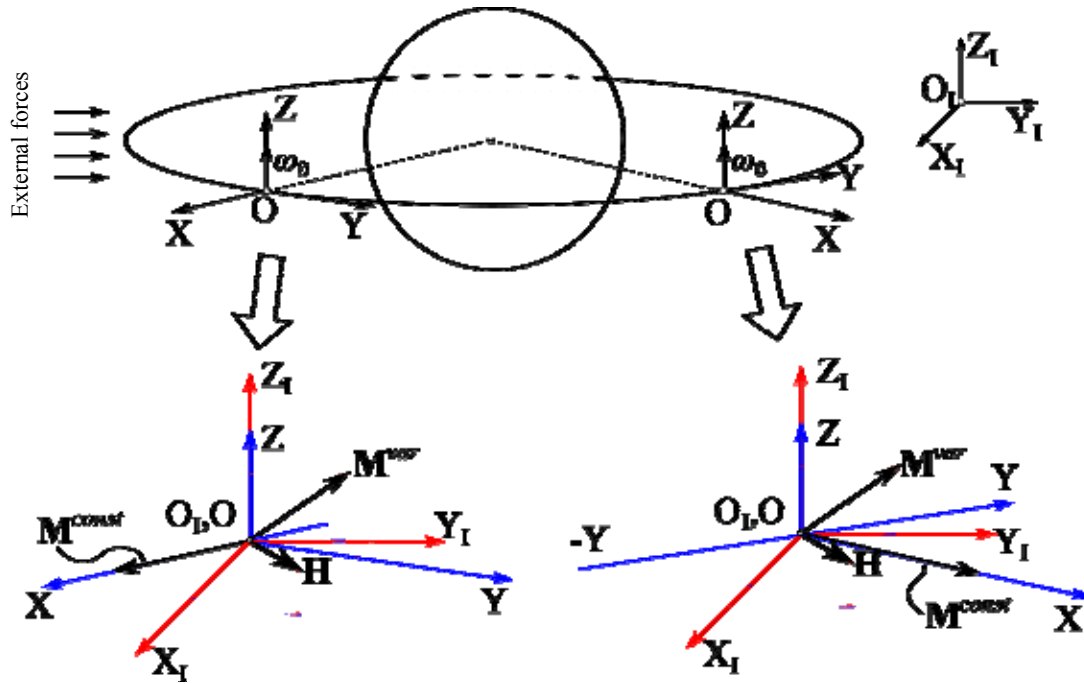


Fig. 2. The vector of the kinetic and disturbing torques in the inertial and coupled coordinate systems

Рис. 2. Векторы кинетического и возмущающих моментов в инерциальной и связанной системах координат

For a SC in the coupled coordinate system the law of a kinetic moment change is valid [1; 15]:

$$\dot{\mathbf{H}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} = \mathbf{M}^{dist} + \mathbf{M}^{ctrl}, \quad (1)$$

where $\mathbf{H} = \mathbf{J} \cdot \boldsymbol{\omega}$ – SC total kinetic moment; a derivative is indicated by a point above $\mathbf{H}$, N·m/s; $\mathbf{J}$ – matrix of SC inertia tensor, kg · m²; $\boldsymbol{\omega}$ – SC angular velocity in an inertial coordinate system, rad; $\mathbf{M}^{dist}$ and $\mathbf{M}^{ctrl}$ – external forces moment and operating moment respectively, Nm.

Let us consider the geostationary SC of communication operating in a normal mode. Such SC characteristics are:

- 1) SC uniform circular orbiting with a day period;
- 2) SC stabilization and orientation to the given point of the Earth surface;
- 3) total absence of the atmosphere impact and considerably reduced values of gravitational and magnet moments in comparison with low-flying SCs [17].

The angular velocity of SC rotation around an OZ axis presence follows from the first and second characteristics, which is calculated as $\omega_0 = 2\pi/86164$ c = $7,27 \cdot 10^{-5}$ rad/s. It allows to rewrite the equation (1) as a set of equations:

$$\begin{cases} \dot{H}_X + \omega_0 H_Y = M_X^{dist} + M_X^{ctrl}, \\ \dot{H}_Y - \omega_0 H_X = M_Y^{dist} + M_Y^{ctrl}, \\ \dot{H}_Z = M_Z^{dist} + M_Z^{ctrl}, \end{cases} \quad (2)$$

where ω_0 – angular velocity of SC rotation, which is $7,27 \cdot 10^{-5}$, rad/s.

The third SC characteristic allows to draw a conclusion that the external disturbing torque will mainly occur due to the solar pressure. The solar pressure impact on a SC design is well described in [17; 18].

From the listed characteristics and system (2) it fairly follows:

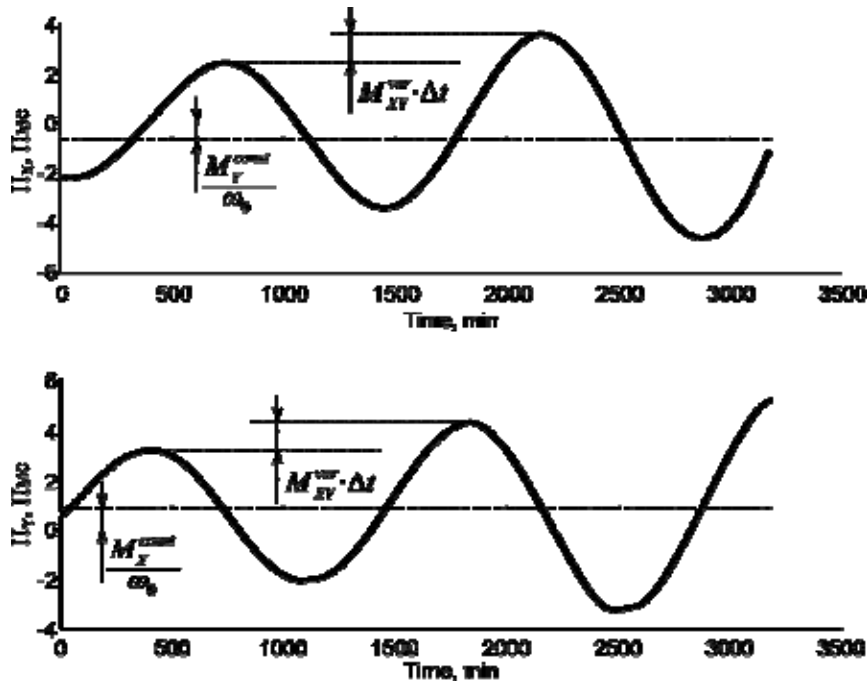
1) angular velocity ω_0 on an OZ axis presence leads to the fact that the vector of a SC kinetic moment of $\mathbf{H}$, remaining invariable in an inertial coordinate system, makes a circle in the coupled coordinate system (fig. 2);

2) SC rotation in relation to the external disturbing forces in the coupled coordinate system leads to the division of the external disturbing torque in the coupled coordinate system into a variable and a constant component (fig. 2).

In fig. 2 two points of a SC orbit are presented. For each orbit point the mutual positioning of inertial ($O_1X_1Y_1Z_1$) and coupled ($OXYZ$) systems of coordinates is given. Projection of a vector of a SC kinetic moment $\mathbf{H}$ on an inertial coordinate system axis in which it remains invariable is done. Also this vector is projected on the coupled coordinate system axis from which the change of a vector $\mathbf{H}$ projection due to the angular SC turn, and respectively the coupled coordinate system, in an inertial coordinate system is visible. The similar situation is with the variable external disturbing torque, and is indicated as $\mathbf{M}^{var}$. The constant external disturbing torque, on the contrary, rotates together with the SC coupled system, and is indicated as $\mathbf{M}^{const}$. For the convenience the constant external disturbing torque is located on the OX axis.

The graphs of the projection of the kinetic moments $\mathbf{H}$ vector on the axis OX and OY are presented in fig. 3.

The graphs of the projection of the kinetic moment vector on the axis OX and OY are well combined with formula (2). If we draw the graph with H_X on the abscissa axis and H_Y on the ordinates axis, the graph will resemble the spinning spiral that is well shown in work [9].

Fig. 3. Graphs of the projection of the kinetic moment $\mathbf{H}$ vector on the axis OX and OY Рис. 3. Графики проекции вектора кинетического момента $\mathbf{H}$ на оси OX и OY

Considering that flywheels form the operating moment in the coupled frame [19–22], using (1) and the fact that the SC kinetic moment without flywheels remains constant ($\dot{\mathbf{H}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} = \text{const}$), the flywheels kinetic moment is determined as:

$$\begin{aligned} \mathbf{H}(t) &= \mathbf{H}(t_0) + \int_{t_0}^{t_1} (\dot{\mathbf{H}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} - \mathbf{M}^{dist}) dt = \\ &= \mathbf{H}(t_0) - \mathbf{M}^{dist} \cdot \Delta t, \end{aligned} \quad (3)$$

where $\mathbf{H}(t)$ – flywheel kinetic moment, N·m/s; t_0, t_1 – initial and terminal time instant, s; $\Delta t = t_1 - t_0$.

To receive a set of equations of flywheels kinetic moment in axes of the coupled frame we will do the same [23] taking into consideration unperturbed motion:

$$\begin{cases} H_X(t) = H_X(t_0) \cos(\omega_0 t_1) + \\ + H_Y(t_0) \sin(\omega_0 t_1) - M_X^{dist} \cdot \Delta t, \\ H_Y(t) = -H_X(t_0) \sin(\omega_0 t_1) + \\ + H_Y(t_0) \cos(\omega_0 t_1) - M_Y^{dist} \cdot \Delta t, \\ H_Z(t) = H_Z(t_0) - M_Z^{dist} \cdot \Delta t. \end{cases} \quad (4)$$

As it was shown above the external disturbing torque involves a variable and a constant component, and then proceeding from fig. 2 the external disturbing torque is calculated:

$$\begin{cases} M_X^{dist}(t) = M_{XY}^{var} \cdot \cos(\omega_0 t_1) + \frac{M_Y^{const}}{\omega_0 \cdot \Delta t}, \\ M_Y^{dist}(t) = -M_{XY}^{var} \cdot \sin(\omega_0 t_1) + \frac{M_X^{const}}{\omega_0 \cdot \Delta t}, \\ M_Z^{dist}(t) = M_Z^{var} + M_Z^{const}. \end{cases} \quad (5)$$

Then from formulas (4) and (5) taking into consideration replacement $t_1 = t_0 + \Delta t$ follows:

$$\begin{cases} H_X(t) = (H_{XY}(t_0) + M_{XY}^{var} \cdot \Delta t) \times \\ \times \cos(\omega_0(t_0 + \Delta t)) + \frac{M_Y^{const}}{\omega_0}, \\ H_Y(t) = (-H_{XY}(t_0) + M_{XY}^{var} \cdot \Delta t) \times \\ \times \sin(\omega_0(t_0 + \Delta t)) + \frac{M_X^{const}}{\omega_0}, \\ H_Z(t) = H_Z(t_0) - (M_Z^{var} + M_Z^{const}) \cdot \Delta t, \end{cases} \quad (6)$$

where $H_{XY}(t_0)$ – kinetic moment vector projection in the XOY plane, N·m/s.

As it was already emphasized in practice the external disturbing torques knowledge is unknown, but flywheels kinetic moments are known. Therefore the inverse task – determination of the external disturbing torques on flywheels kinetic moments on mathematical model (6) is considered further.

External disturbing torques determination. The flywheels kinetic moment on an OZ axis does not depend on a kinetic moment of two other axes that allows to divide a problem of external disturbing torques determination into two. At the same time external disturbing torques determination on an OZ axis comes down to the problem of approximation which solution can be found in [24; 25] and does not represent complexity and interest.

The detailed consideration of the mathematical model (6) allows to reveal the known kinetic moment dependence on unknown parameters: M_X^{const} , M_Y^{const} , M_{XY}^{var} , H_{XY} and t_0 .

Let us write down unknown parameters in the matrix:

$$\alpha_k = \begin{bmatrix} M_X^{\text{const}} & M_Y^{\text{const}} & M_{XY}^{\text{var}} & H_{XY} & t_0 \end{bmatrix}. \quad (7)$$

There is no analytical solution of parameters (7) determination from the mathematical model (6), therefore the solution of a task comes down to numerical methods application and the problem of parameters (7) identification is considered with the use of mean-square indications processing by a filtration method. The Gaussian and the Kalman filters are widespread methods of filtration. The Gaussian filter is a recursive (iterative) filter for the linear estimation of system constant parameters. For the problem with variable defined parameters solving the most known method is the Kalman filter.

It is necessary for filters operation:

1. To define interrelation of a required parameters vector and parameters measured on k iteration. In a general view this interrelation is defined from the ratio:

$$\psi_k = h(\alpha_k, t) + R_k, \quad (8)$$

where $h(\alpha_k, t)$ – function defining the model of measurements.

Then from formula (6) formula (8) is written as:

$$\begin{bmatrix} H_X(t) \\ H_Y(t) \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} (H_{XY}(t_0) + M_{XY}^{\text{var}} \cdot \Delta t) \times \\ \times \cos(\omega_0(t_0 + \Delta t)) + \frac{M_Y^{\text{const}}}{\omega_0} \\ (-H_{XY}(t_0) + M_{XY}^{\text{var}} \cdot \Delta t) \times \\ \times \sin(\omega_0(t_0 + \Delta t)) + \frac{M_X^{\text{const}}}{\omega_0} \end{bmatrix}_k + R_k. \quad (9)$$

The matrix of the previous estimation transfer to a new point will be single: $\Phi_k = E_{2 \times 5}$.

2. To linearize a set of equations (6). After linearization the system is as follows:

$$U_k = \frac{\partial h(\alpha_k, t)}{\partial \alpha} = \begin{bmatrix} 1/\omega_0 & 0 & t \cdot \cos(u) & \cos(u) & -(H_{XY} + M_{XY}^{\text{const}} \cdot \Delta t) \cdot \omega_0 \cdot \sin(u) \\ 0 & 1/\omega_0 & t \cdot \sin(u) & -\sin(u) & (-H_{XY} + M_{XY}^{\text{const}} \cdot \Delta t) \cdot \omega_0 \cdot \cos(u) \end{bmatrix}$$

where $u = \omega_0(t_0 + \Delta t)$.

3. To set errors matrixes. The Kalman filter accuracy depends on the chosen values of the inverse coefficients matrix, initial values of an error matrix, a motion model error matrix and a measurements noise matrix in a complex way. Analytically such dependence can not be obtained, therefore such matrixes are manually selected and

presented by diagonal matrixes, with the main diagonal values according to tab.1.

Numerical modeling results. Filters model operation was performed in mathematical computing environment GNU Octave (ver. 4.2.1, John W.Eaton research, etc.). The modeling method includes:

- 1) initial parameters setting;
- 2) SC telemetric information from the database processing;
- 3) averaging of kinetic moments from flywheels at the period of 1 minute;
- 4) calculation of filter parameters according to sense telemetric information;
- 5) filter operation results conclusion.

Modeling was performed according to the data of telemetric information from the flying SC of average ("Express-1000H" platform) and heavy ("Express 2000" platform) classes. For the middle class SC modeling was performed for the interval from 2 o'clock 23.04.2017 till 10 o'clock 28.04.2017, for the heavy SC – from 0 o'clock 9.10.2017 for 6 o'clock 11.10.2017.

In fig. 4 the graphs of calculation of the difference between the kinetic moment from flywheels and estimation of the kinetic moment for the middle class spacecraft on mathematical model are given. In fig. 5 similar graphs for heavy class SC are given. Mean-square deviation (MSD) – σ designation is introduced in all drawings.

The graphs analysis showed that with the increase in measurements the difference between flywheels kinetic moments and its estimation decreases and does not exceed 0.2 N·m/s for the Gaussian filter (fig. 4, a and 5, a) and 0.06 N·m/s for the Kalman filter (fig. 4, b) and 5, b).

In fig. 6 and 7 the graphs of calculation of the external disturbing torques respectively by the Gaussian and the Kalman filters for the middle class SC are presented. In fig. 8 and 9 similar graphs for the heavy class SC are presented.

The errors convergence confirms the accepted mathematical model adequacy (6). Convergence time equal to one turn should be noted, that corresponds to one day of a SC on the GSO.

Disturbing torques computing results are presented in tab. 2.

The disturbing torques error by the Gaussian filter is less (not more than 0,9 %) than by the Kalman filter (not more than 2 %) in some cases, however, the difference between the measured values of the kinetic moment and filters estimation is more. It is explained by smaller sensitivity of the Gaussian filter to the deviation of parameters measured from the predicted value unlike the Kalman filter.

Table 1

Values of error matrixes main diagonals

Error matrix name	Value
Measurements (K_ψ)	$0.0001^2; 0.0001^2$
Required values (K_ω)	$0.01^2; 0.01^2; 0.01^2; (10^{-8})^2; 1^2$
System models (Q_k)*	$(10^{-10})^2; (10^{-10})^2; (10^{-10})^2; (10^{-10})^2; 1^2$

* Only for the Kalman filter.

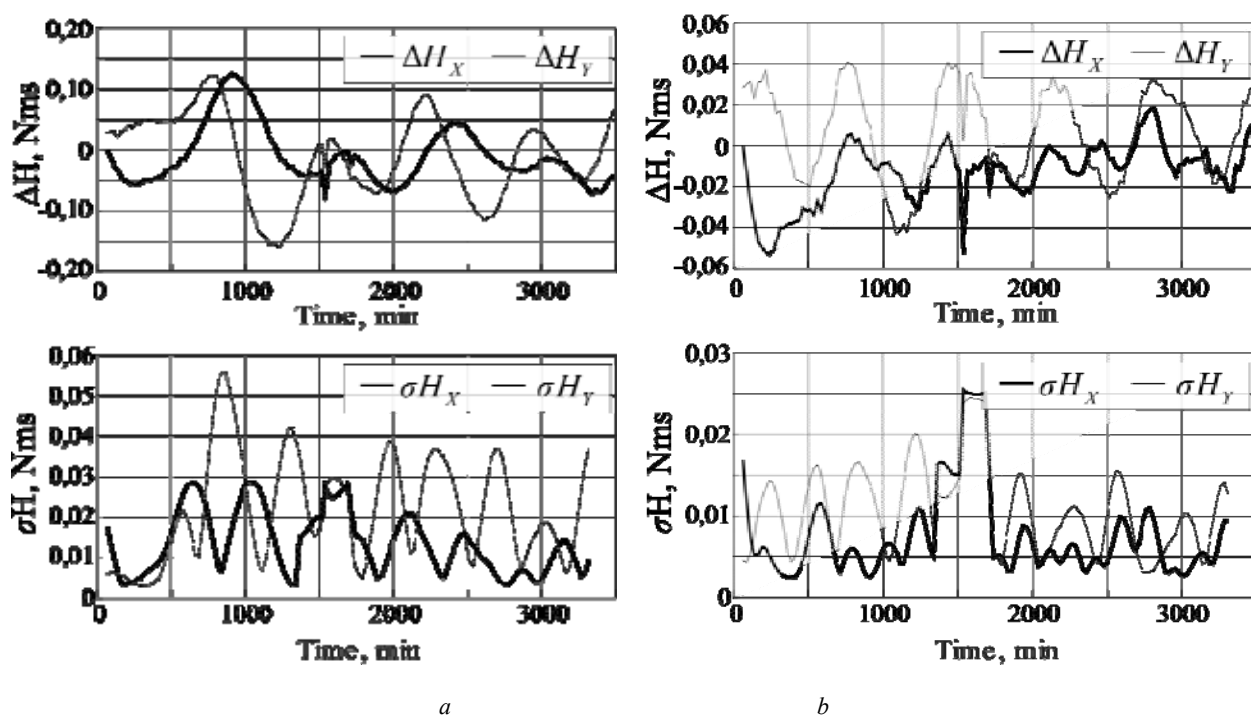


Fig. 4. The Graphs of the calculation of the difference between the kinetic moment from the flywheels and the estimation of the kinetic moment for the spacecraft of the middle class:
a – the Gaussian filter; b – the Kalman filter

Рис. 4. Графики расчета разницы между кинетическим моментом с маховиков и оценкой кинетического момента для КА среднего класса: а – фильтр Гаусса; б – фильтр Калмана

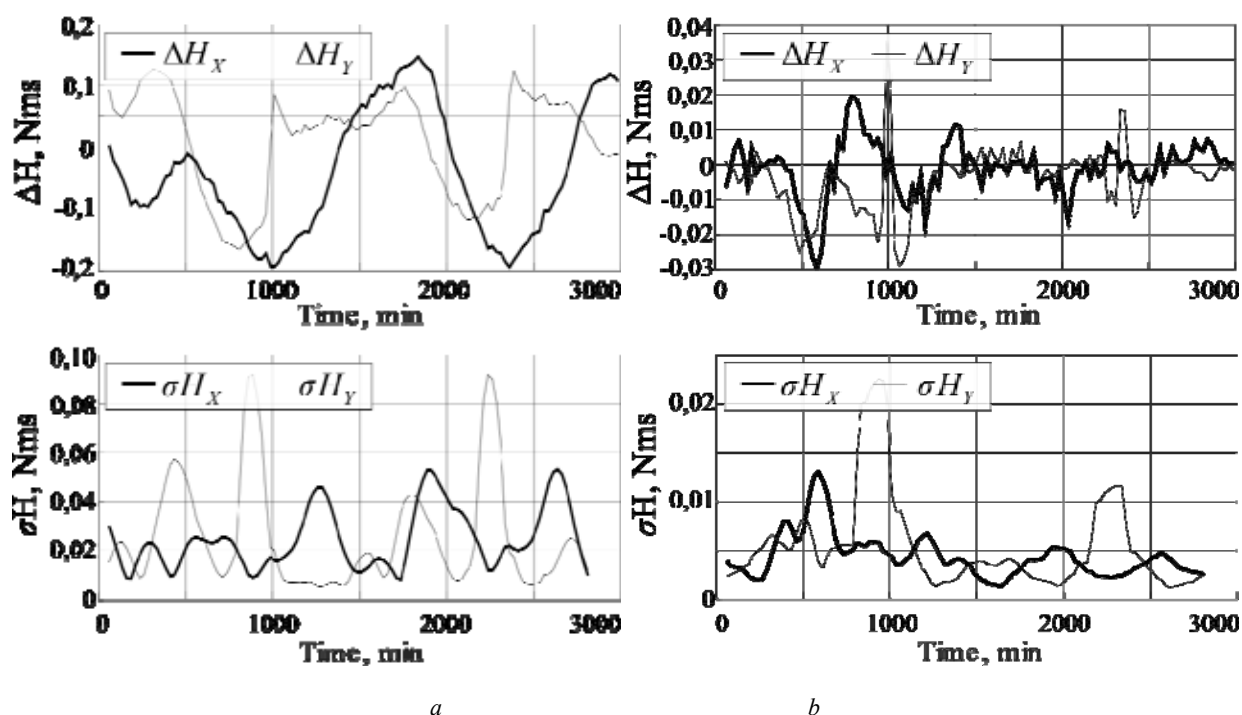


Fig. 5. The Graphs of the calculation of the difference between the kinetic moment from the flywheels and the estimate of the kinetic moment for the spacecraft of the heavy class:
a – Gaussian filter; b – the Kalman filter

Рис. 5. Графики расчета разницы между кинетическим моментом с маховиков и оценкой кинетического момента по математической модели для КА тяжелого класса: а – фильтр Гаусса; б – фильтр Калмана

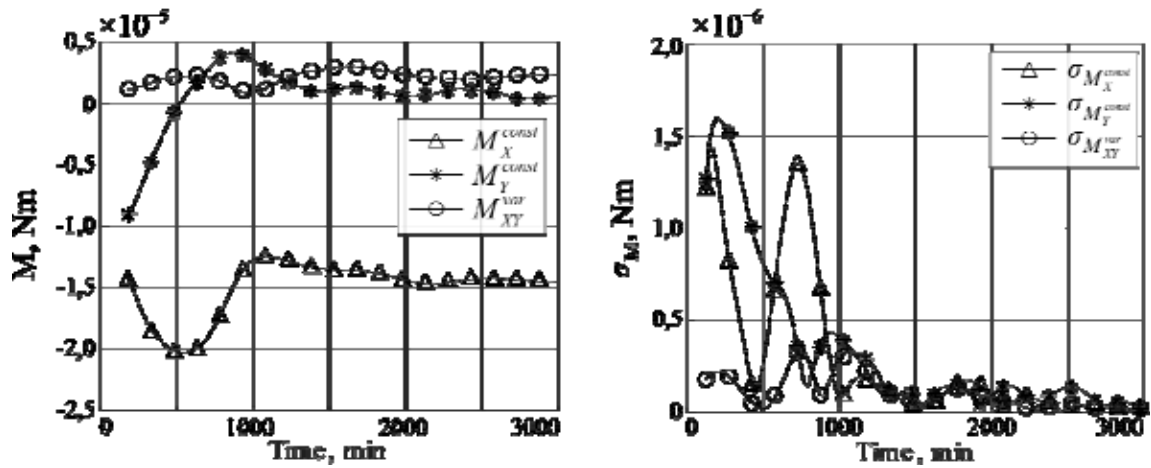


Fig. 6. The graphs of the disturbing torques calculation by the Gaussian filter for the middle class spacecraft

Рис. 6. Графики расчета возмущающих моментов фильтром Гаусса для КА среднего класса

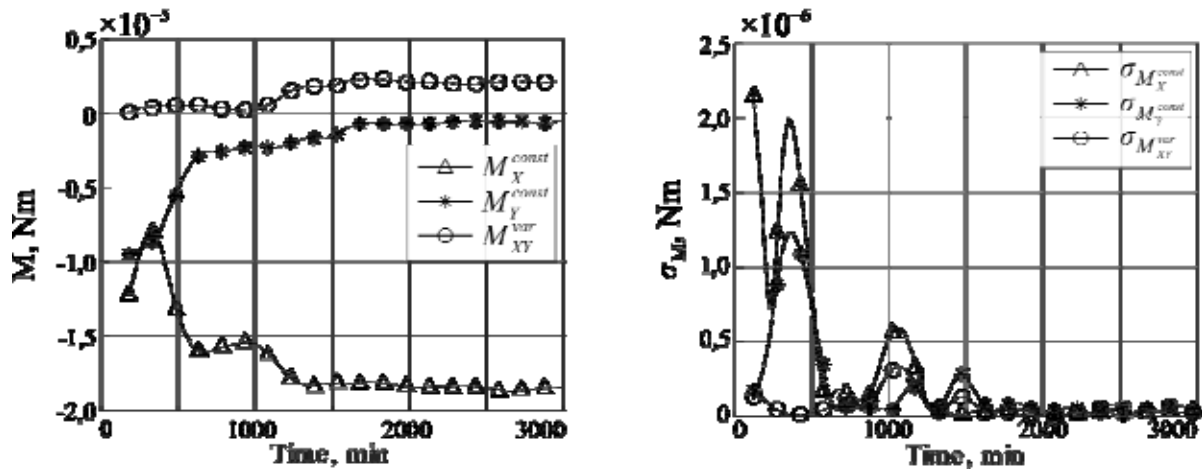


Fig. 7. The graphs of the disturbing torques calculation by the Kalman filter for the middle class spacecraft

Рис. 7. Графики расчета возмущающих моментов фильтром Калмана для КА среднего класса

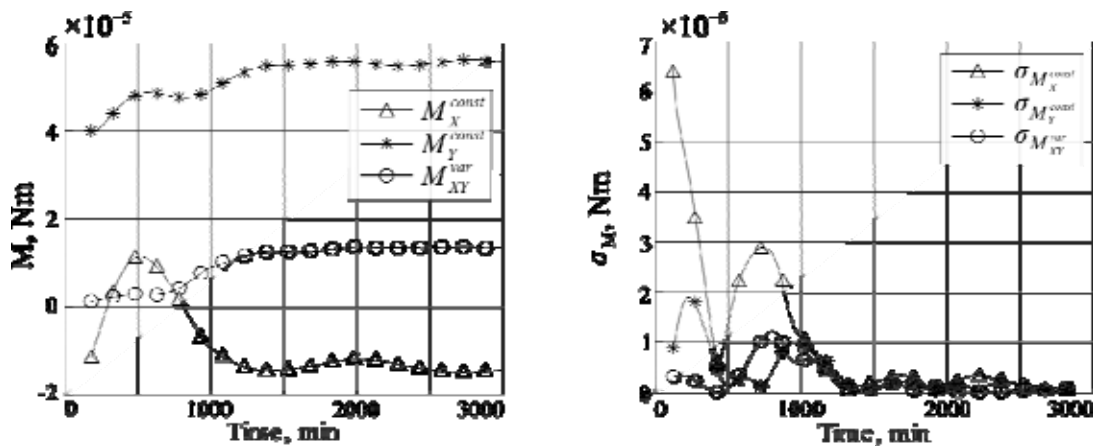


Fig. 8. The graphs of the disturbing torques calculation by the Gaussian filter for the heavy class spacecraft

Рис. 8. Графики расчета возмущающих моментов фильтром Гаусса для КА тяжелого класса

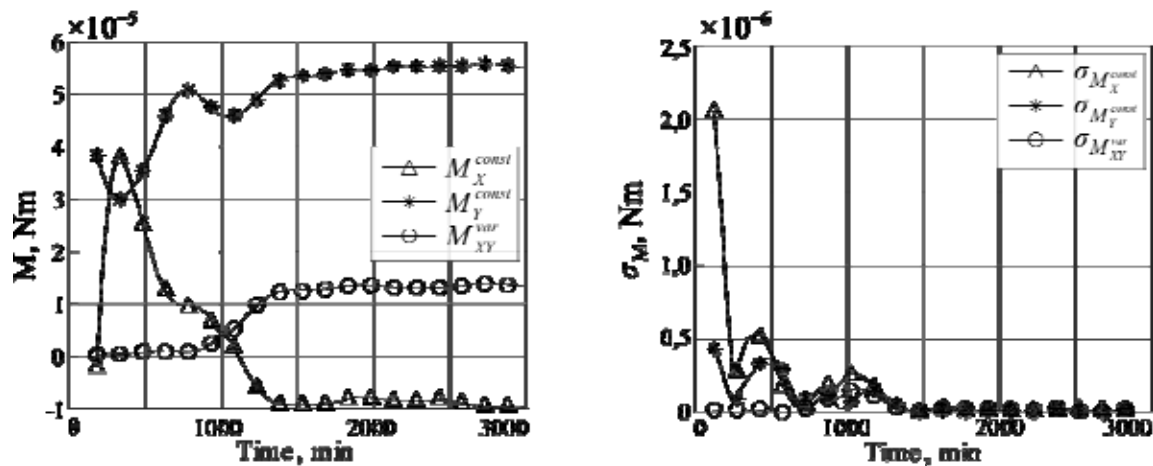


Fig. 9. The graphs of the disturbing torques calculation by the Kalman filter for the heavy class spacecraft

Рис. 9. Графики расчета возмущающих моментов фильтром Калмана для КА тяжелого класса

Table 2

Disturbing torques computing results, Nm

Disturbing torque name	Gaussian filter		Kalman filter	
	Value	MSD	Value	MSD
Middle class SC				
Constant disturbing torque M_x^{const}	$-1.5 \cdot 10^{-5}$	$1.6 \cdot 10^{-8}$ (0.1 %)	$-1.8 \cdot 10^{-5}$	$1.2 \cdot 10^{-8}$ (0.1 %)
Constant disturbing torque M_y^{const}	$7.0 \cdot 10^{-7}$	$6.6 \cdot 10^{-9}$ (0.9 %)	$-1.2 \cdot 10^{-7}$	$2.4 \cdot 10^{-9}$ (2.0 %)
Variable disturbing torque M_{xy}^{var}	$2.1 \cdot 10^{-6}$	$1.3 \cdot 10^{-9}$ (0.1 %)	$2.1 \cdot 10^{-6}$	$1.3 \cdot 10^{-8}$ (0.6 %)
Heavy class SC				
Constant disturbing torque M_x^{const}	$-1.4 \cdot 10^{-5}$	$1.3 \cdot 10^{-7}$ (0.9 %)	$-6.8 \cdot 10^{-6}$	$3.4 \cdot 10^{-8}$ (0.5 %)
Constant disturbing torque M_y^{const}	$5.6 \cdot 10^{-5}$	$5.5 \cdot 10^{-8}$ (0.1 %)	$5.4 \cdot 10^{-5}$	$3.9 \cdot 10^{-8}$ (0.1 %)
Variable disturbing torque M_{xy}^{var}	$1.4 \cdot 10^{-5}$	$5.5 \cdot 10^{-8}$ (0.4 %)	$1.3 \cdot 10^{-5}$	$6.7 \cdot 10^{-8}$ (0.5 %)

Conclusion. As a result of the work done the mathematical model considering the spacecraft kinetic moment change, disclosing the interrelation of the flywheel control system kinetic moment and the external disturbing torque was developed. The model differs from the known models for the fact that the constant and variable component of the external disturbing torque is considered separately. A model adequacy check was performed according to telemetric information of middle and heavy class SC by mean-square indications processing methods – by the Gaussian and the Kallman filters.

Mean-square deviation of the disturbing torques assessment is less than 0,9 % for the Gaussian filter and less than 2 % for the Kalman filter.

The obtained mathematical model of the spacecraft external disturbing torques determination allows to predict the change of a flywheels kinetic moment control system that can be used for flywheels unloading effectiveness improvement and respectively to fuel consumption decrease.

References

1. Raushenbakh B. V., Tokar' E. N. *Upravlenie orientatsiy kosmicheskikh apparatov* [Control of the orientation of spacecraft]. Moscow, Nauka Publ., 1974, 600 p.
2. Hughes P. C. *Spacecraft attitude dynamics*. New York: Dover publ. Inc., 2004, 570 p.
3. Sidi M. J. *Spacecraft dynamics and control*. Cambridge: Cambridge University Press, 2002, 409 p.
4. Wertz J. R. *Spacecraft Attitude determination and control*. London: Dordrecht/Boston, 1990, 863 p.
5. Moldabekov M. M., Akhmedov D. Sh., Elubaev S. A. et al. [Mathematical model of the process of angular motion of nanosatellite with inertial executive bodies] *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta*. 2016, Vol. 15, No. 1, P. 97–106 (In Russ.).
6. Kulik A. S., Luchenko O. A., Gavrilenko O. I. [Solution of problems of the pre-orientation orientation of a spacecraft]. *Radioelektronika. Informatika. Upravlinnya*. 2003, No. 2, P. 69–78 (In Russ.).

7. Protopopov A. P., Bogachev A. V., Vorob'eva E. A. [Correction of the orbit of the spacecraft on a highly elliptical orbit by low-thrust engines]. *Trudy MAI*. 2013, No. 68, P. 1–10 (In Russ.).
8. Wie B. Space vehicle dynamics and control. Reston : American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 1998, 661 p.
9. Latyntsev S. V., Meus S. V., Ovchinnikov A. V., Babanov A. A. [Evaluation of the efficiency of the control algorithm for driving solar cells in a spacecraft with the aim of creating moments for unloading the electromechanical executive body of the ADCS]. *Sovremennye problemy orientatsii i navigatsii kosmicheskikh apparatov. Sbornik trudov*. 2014, No. 1, P. 348–352 (In Russ.).
10. Kovtun V. S., Kuz'michev A. Yu., Platonov V. N. *Sposob formirovaniya razgruzochnogo momenta dlya sistemy silovykh giroskopov kosmicheskogo apparata s solnechnymi batareyami* [Method of forming the unloading moment for the system of power gyroscopes of a spacecraft with solar batteries]. Patent RF, No. 2030338, 1992.
11. Bogachev A. V., Kovtun V. S., Platonov V. N. *Sposob formirovaniya upravlyayushchikh momentov na kosmicheskii apparat s silovymi giroskopami i povorotnymi solnechnymi batareyami i sistema dlya ego osushchestvleniya* [A method of forming control moments for a spacecraft with power gyroscopes and rotary solar batteries and a system for its motion]. Patent RF, No. 2196710, 2001.
12. Bogachev A. V., Zemskov E. F., Kovtun V. S., Orlovskiy I. V., Platonov V. N., Sokolov A. V., Ulibishev Yu. P. *Sposob formirovaniya upravlyayushchikh vozdeystviy na kosmicheskii apparat s silovymi giroskopami i povorotnymi solnechnymi batareyami* [A method of forming control actions on a spacecraft with power gyroscopes and rotary solar batteries]. Patent RF, No. 2207969, 2001.
13. Kargu L. I. *Sistemy uglovoy stabilizatsii kosmicheskikh apparatov* [Systems of angular stabilization of space vehicles]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980, 173 p.
14. Khalimanovich V. I., Lavrov V. I., Kolesnikov A. P., Golovenkin E. N., Dostavalov A. V., Volovikov V. G., Akchurin G. V., Popugayev M. M. *Sistema termoregulirovaniya kosmicheskogo apparata* [The system of temperature control of the spacecraft]. Patent RF, No. 2564286, 2012.
15. Yelnikov R. V., Mashtakov Y. V., Ovchinnikov M. Y., Tkachev S. S. Orbital and angular motion construction for low thrust interplanetary flight. *Cosmic research*. 2016, Vol. 54, No. 6, P. 483–490. DOI: 10.1134/S0010952516060113.
16. Arias E. F., Charlot P., Feissel M., Lestrade J.-F. The Extra-galactic Reference System of the International Earth Rotation Service, ICRS. *Astron. Astrophys.* 1995, No. 303, P. 604–608.
17. Sevast'yanov N. N. [Increase of accuracy of modes of inertial control Forecast]. *Vestn. Tom. gos. un-ta. Matematika i mekhanika*. 2013, Vol. 26, No. 6, P. 88–95 (In Russ.).
18. Zakhvatkin M. V. *Opredelenie i prognozirovaniye parametrov dvizheniya kosmicheskogo apparata s uchetom vozmushcheniy, vyzvannykh rabotoy bortovykh sistem. Dis. k-ta tekhn. nauk*. [Determination and prediction of the parameters of the motion of the spacecraft with allowance for perturbations caused by the operation of onboard systems. Cand. techn. sci. diss.]. Moscow, Keldysh Institute of Applied Mathematics Publ., 2013, 120 p.
19. Zav'yalova O. Yu., Kazantsev Yu. M. [Synthesis of the regulator of the flywheel electromechanical executive body]. *Izvestiya TPU*. 2012, No. 4, P. 162–166 (In Russ.).
20. Levskiy M. V. [Optimum control of the orientation of the spacecraft]. *Priboroostroenie*. 2008, No. 5, P. 30–36 (In Russ.).
21. Manuylov Yu. S., Zinov'ev V. G., Zinov'ev S. V., Rakhimov R. R. [The problem of synthesis of the optimal regulator of stabilization of the angular position of the spacecraft of observation]. *T-Comm*. 2013, No. 6, P. 53–55 (In Russ.).
22. Ovchinnikov I. E., Lagun A. V. [Dynamics of the spacecraft control system with flywheel motors]. *Nauchno-tekhnicheskiiy vestnik informatsionnykh tekhnologii, mekhaniki i optiki*. 2009, Vol. 63, No. 5, P. 48–54 (In Russ.).
23. Ovchinnikov M. Yu., Tkachev S. S., Karpenko S. O. [Investigation of the angular motion of the microsatellite Chibis-M with a triaxial handwheel control]. *Kosmicheskie issledovaniya*. 2012, Vol. 50, No. 6, P. 462–471 (In Russ.).
24. Streits V. V. *Metod prostranstva sostoyaniy v teorii diskretnykh lineynykh sistem upravleniya* [The space-state method in the theory of discrete linear control systems: trans. with English]. Moscow, Nauka Publ., 1985, 296 p.
25. Boguslavskiy I. A. *Polinomial'naya approksimatsiya dlya nelineynykh zadach otsenivaniya i upravleniya* [Polynomial approximation for nonlinear estimation and control problems]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2006, 208 p.

Библиографические ссылки

1. Раушенбах Б. В., Токарь Е. Н. Управление ориентацией космических аппаратов. М. : Наука, 1974. 600 с.
2. Hughes P. C. Spacecraft attitude dynamics. New York : Dover publications Inc., 2004. 570 p.
3. Sidi M. J. Spacecraft dynamics and control. Cambridge : Cambridge University Press, 2002. 409 p.
4. Wertz J. R. Spacecraft Attitude determination and control. London : Dordrecht/Boston, 1990. 863 p.
5. Математическая модель управляемого углового движения наноспутника с инерционными исполнительными органами / М. М. Молдабеков [и др.] // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2016. № 1 (15). С. 97–106.
6. Кулик А. С., Лученко О. А., Гавриленко О. И. Решение задачи прецензионной ориентации космического летательного аппарата // Радиоэлектроника. Информатика. Управління. 2003. № 2. С. 69–78.
7. Протопопов А. П., Богачев А. В., Воробьева Е. А. Коррекция орбиты космического аппарата на высокоэллиптической орбите двигателями малой тяги // Труды МАИ. 2013. № 68. С. 1–10.

8. Wie B. Space vehicle dynamics and control. Reston : American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 1998, 661 p.
9. Оценка эффективности алгоритма управления приводом солнечных батарей космического аппарата с целью создания моментов для разгрузки электро-механического исполнительного органа СОС / С. В. Латынцев [и др.] // Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов : сб. тр. 2014. № 1. С. 348–352.
10. Пат. 2030338 Российская Федерация, МПК⁶ В 64 G 1/28. Способ формирования разгрузочного момента для системы силовых гироскопов космического аппарата с солнечными батареями / Ковтун В. С., Кузьмичев А. Ю., Платонов В. Н. № 5039039/22 ; заявл. 20.04.1992 ; опубл. 10.03.1995, Бюл. № 7. 9 с.
11. Пат. 2196710 Российская Федерация, МПК⁷ В 64 G 1/28, В 64 G 1/44. Способ формирования управляющих моментов на космический аппарат с силовыми гироскопами и поворотными солнечными батареями и система для его осуществления / Богачев А. В., Ковтун В. С., Платонов В. Н. № 2001105406/28 ; заявл. 28.02.2001 ; опубл. 20.01.2003, Бюл. № 2. 13 с.
12. Пат. 2207969 Российская Федерация, МПК⁷ В 64 G 1/28, В 64 G 1/44. Способ формирования управляющих воздействий на космический аппарат с силовыми гироскопами и поворотными солнечными батареями / Богачев А. В., Земсков Е. Ф., Ковтун В. С. и др. № 2001112734/28 ; заявл. 08.05.2001 ; опубл. 10.07.2003, Бюл. № 19. 9 с.
13. Каргу Л. И. Системы угловой стабилизации космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1980. 173 с.
14. Пат. 2564286 Российская Федерация, МПК⁷ В 64 G 1/50, G 05 D 1/08. Система терморегулирования космического аппарата / Халиманович В. И., Лавров В. И., Колесников А. П. и др. № 2012142382/11 ; заявл. 04.10.2012 ; опубл. 10.04.2014, Бюл. № 10. 11 с.
15. Orbital and angular motion construction for low thrust interplanetary flight / R. V. Yelnikov [et al.] // Cosmic research. 2016. Vol. 54, No. 6. P. 483–490. DOI: 10.1134/S0010952516060113.
16. The Extra-galactic Reference System of the International Earth Rotation Service, ICRS / E. F. Arias [et al.] // Astron. Astrophys. 1995. No. 303. P. 604–608.
17. Севастьянов Н. Н. Повышение точности режима инерциального управления «Прогноз» // Вестн. Том. гос. ун-та. Математика и механика. 2013. № 6 (26). С. 88–95.
18. Захваткин М. В. Определение и прогнозирование параметров движения космического аппарата с учетом возмущений, вызванных работой бортовых систем : дис. ... к-та техн. наук. М. : Ин-т прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской Академии наук, 2013. 120 с.
19. Завьялова О. Ю., Казанцев Ю. М. Синтез регулятора маховичного электромеханического исполнительного органа // Известия ТПУ. 2012. № 4. С. 162–166.
20. Левский М. В. Оптимальное управление ориентацией космического аппарата // Приборостроение. 2008. № 5. С. 30–36.
21. Задача синтеза оптимального регулятора стабилизации углового положения космического аппарата наблюдения / Ю. С. Мануйлов [и др.] // Т-Comm. 2013. № 6. С. 53–55.
22. Овчинников И. Е., Лагун А. В. Динамика системы ориентации космического летательного аппарата с двигателями-маховиками // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2009. № 5 (63). С. 48–54.
23. Овчинников М. Ю., Ткачев С. С., Карпенко С. О. Исследование углового движения микроспутника «Чиби́с-М» с трехосным маховичным управлением // Космические исследования. 2012. № 6 (50). С. 462–471.
24. Стрейц В. В. Метод пространства состояний в теории дискретных линейных систем управления : пер. с англ. / под. ред. Я. З. Цыпкина. М. : Наука, 1985. 296 с.
25. Богуславский И. А. Полиномиальная аппроксимация для нелинейных задач оценивания и управления. М. : Физматлит, 2006. 208 с.

**SIDE GROUNDED CONDUCTORS DIPPED IN A SUBSTRATE OF A MICROSTRIP LINE,
AS A TOOL OF LINE CHARACTERISTICS CONTROL**

I. Ye. Sagiyeva*, T. R. Gazizov

Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics
40, Lenina Av., Tomsk, 634050, Russian Federation
*E-mail: indira_sagiyeva@mail.ru

Electrical design of on-board radio-electronic equipment is an important stage in spacecraft design. High characteristics of printed circuit boards (PCBs) are essential for miniature units that have reliability, speed, stability of electrophysical parameters, electromagnetic compatibility. In order to do that, new design and technological solutions are necessary, in particular transmission lines with stable characteristics of per-unit-length delay (τ) and wave impedance (Z). One of the main lines, realized on a PCB is a microstrip line (MSL). In multi-layer PCBs it is often used with polygons. However, their influence on the stability of characteristics is investigated insufficiently.

The purpose of the work is to investigate the dependence of τ and Z of MSL on the distance between the side grounded conductors as they are dipped in a substrate.

In the TALGAT software we built a geometric model of the line cross-section and calculated (using the method of moments) the matrices (3×3) of per-unit-length coefficients of electrostatic induction taking into account the dielectric as well as ignoring it. We calculated the values for the change of distance between side conductors (s), dipped in a substrate, for different values of the height of the side conductors (h_1). We revealed that for large values of s (unlike small ones), approaching of the side conductors to the air-substrate boundary does not increase but it decreases the value of τ . When $s = 0.38$ mm, the change of the value of h_1 in the whole range almost doesn't change the values of τ and, therefore zero sensitivity of τ to changes of h_1 is possible. Thus we can obtain the required Z value in the range from 48 to 59 Ohms by changing the value of h_1 .

These results are obtained for particular values of the parameters of the line. However it is easy to obtain similar dependencies for other values of parameters. The results can be used to design transmission lines with stable delay under control of the impedance value.

Keywords: printed circuit board, microstrip line, per-unit-length delay, impedance, polygons, zero sensitivity.

Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 2. С. 303–307

**БОКОВЫЕ ЗАЗЕМЛЕННЫЕ ПРОВОДНИКИ, УГЛУБЛЕННЫЕ В ПОДЛОЖКУ
МИКРОПОЛОСКОВОЙ ЛИНИИ, КАК СРЕДСТВО КОНТРОЛЯ ЕЁ ХАРАКТЕРИСТИК**

И. Е. Сагиева*, Т. Р. Газизов

Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 40
*E-mail: indira_sagiyeva@mail.ru

Электрическое проектирование бортовой радиоэлектронной аппаратуры является важным этапом создания космических аппаратов. Высокие характеристики печатных плат (ПП) важны для миниатюрных узлов, обладающих надежностью, быстродействием, стабильностью электрофизических параметров, электромагнитной совместимостью. Для этого необходимы новые конструкторско-технологические решения, в частности, линии передачи со стабильными характеристиками погонной задержки (τ) и волнового сопротивления (Z). Одной из основных линий, реализуемых на ПП, является микрополосковая линия (МПЛ). В многослойных ПП она часто используется с полигонами. Однако их влияние на стабильность характеристик мало исследовано.

Цель статьи – исследовать зависимости τ и Z МПЛ от расстояния между боковыми заземленными проводниками при их углублении в подложку.

В системе TALGAT построена геометрическая модель поперечного сечения линии и методом моментов вычислены матрицы (порядка 3×3) погонных коэффициентов электростатической индукции с учетом диэлектрика и без него. Выполнены вычисления при изменении расстояния между боковыми проводниками (s), углубленными в подложку, для разных значений высоты боковых проводников (h_1). Выявлено, что при больших значениях s , в отличие от малых, приближение боковых проводников к границе «воздух–подложка» не увеличивает, а уменьшает значения τ . При $s = 0,38$ мм изменение значения h_1 во всем диапазоне почти не меняет значения τ , а значит, возможна нулевая чувствительность τ к изменению h_1 . При этом изменением значения h_1 можно получить требуемое значение Z в диапазоне от 48 до 59 Ом.

Данные результаты получены для конкретных значений параметров линии. Однако легко получить аналогичные зависимости при других значениях параметров. Результаты работы могут быть использованы для проектирования линий передачи со стабильным значением задержки при контроле волнового сопротивления.

Ключевые слова: печатная плата, микрополосковая линия, погонная задержка, волновое сопротивление, полигоны, нулевая чувствительность.

Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-2-303–307

Introduction. Electrical design of on-board radio-electronic equipment is an important stage in the spacecraft design [1]. High characteristics of printed circuit boards (PCBs) are important for miniature units [2; 3] that have reliability [4], speed, stability of electrophysical parameters [5], electromagnetic compatibility [6]. In order to do that, new design and technological solutions are necessary, in particular transmission lines with stable characteristics of per-unit-length delay (τ) and wave impedance (Z). Thus the research of these characteristics is relevant [7–10].

One of the main lines, realized on PCB is MSL. Various modifications of MSL are the most interesting, for example, suspended and inverted strip lines which make it possible to obtain zero sensitivity of the per-unit-length delay and wave impedance to the change in the thickness of dielectric layers [11]. A similar pattern was found in MSL coated with a grounded conductor, shielded MSL [12] and MSL with side grounded conductors placed above [13]. There is a detailed analysis of modifications and variances in such a line and its varieties. Multilayer PCBs use a variety of MSL, for example, MSL with polygons on different layers that allows to obtain a stable value of the per-unit-length delay [14]. Meanwhile, it is useful to study the characteristics of MSL with side conductors grounded only on one layer located near the boundary of two environments.

The purpose of the work is to investigate the dependence of τ and Z of MSL on the distance between the side grounded conductors as they are dipped in a substrate.

To achieve the objective, we investigated the structure of MSL with side conductors dipped in the substrate (fig. 1). We chose the following cross-sectional parameters (they are close to typical): the width of the signal conductor is $w = 0.3$ mm, the thickness of the signal and side grounded conductors is $t = 18$ μ m, the width of the side conductors is $w1 = 1$ mm, the thickness of the dielectric substrate is $h = 1$ mm, the relative permittivity of the substrate is $\epsilon_r = 4.5$.

Line modeling. In the TALGAT [15] software we built the geometric model of the line cross-section and calculated (using the method of moments) the matrices (3*3) of per-unit-length coefficients of electrostatic induction taking into account the dielectric as well as ignoring it.

From the matrices we took the values (hereinafter C and C_0) of the diagonal element corresponding to the signal conductor and calculated the values of τ and Z (v_0 is the speed of light in vacuum):

$$\tau = (C/C_0)^{0.5}/v_0, \quad Z = 1/(v_0(CC_0)^{0.5}).$$

We calculated the values for change of distance between the side conductors s , dipped in a substrate, for the height of the side conductors $h1 = 0.1$ – 0.9 mm (fig. 2). Fig. 2 shows that when s increases, the value of τ decreases smoothly, and Z increases. At small values of $h1$, the changes of τ and Z are small, but the growth of $h1$ leads to an increase in the value of τ and a decrease in the value of Z , and at small values of s the changes of τ and Z are more significant.

Approaching of the side conductors to the air-substrate boundary has a special effect on the characteristics being studied. Therefore, we performed simulation with a smaller step at the air-substrate boundary: at $h1 = 0.8; 0.82; 0.84; 0.86; 0.88; 0.9$ mm (fig. 3). The analysis of fig. 3 shows a similar behavior of dependencies, but it reveals its specificity as well. It is expressed in the amplification of the influence of the side conductors when they approach the air-substrate boundary for small values of s . When $s = 0.1$ mm, the value of τ increases from 5.56 to 5.82 ns/m. We noticed that for large values of s , approaching of the side conductors to the air-substrate boundary does not increase but it decreases the values of τ . When $s = 0.6$ mm this decrease is maximal and is from 5.33 ns/m to 5.29 ns/m. When $s = 0.38$ mm, the change of the value of $h1$ in the whole range almost doesn't change the values of τ and, therefore zero sensitivity of τ to changes of $h1$ is possible. Thus we can obtain the required Z value in the range from 48 to 59 Ohms by changing the value of $h1$.

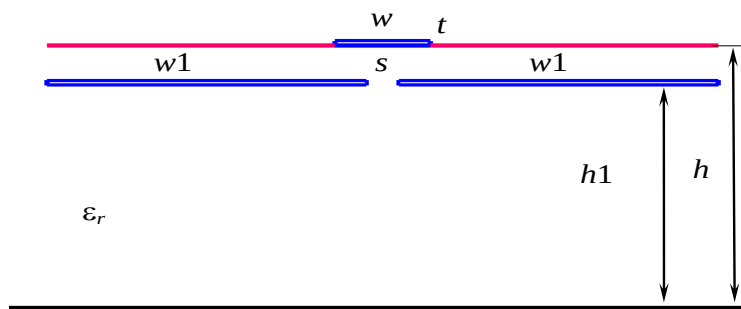
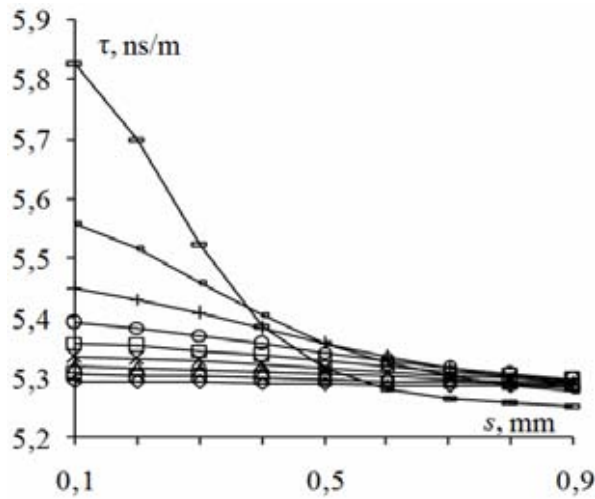
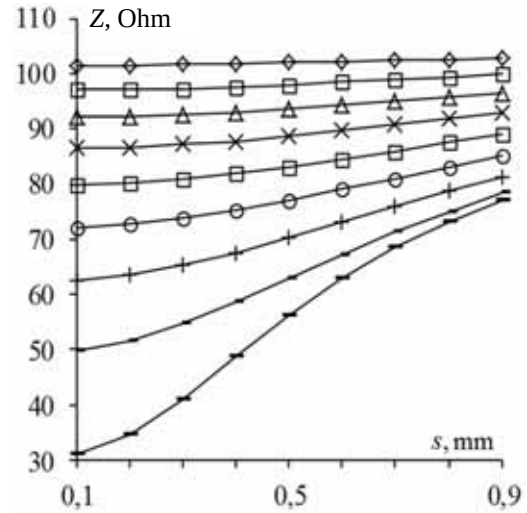


Fig. 1. Cross-section of MSL with side grounded conductors, dipped in a substrate

Рис. 1. Поперечное сечение МПЛ с боковыми заземленными проводниками, углубленными в подложку



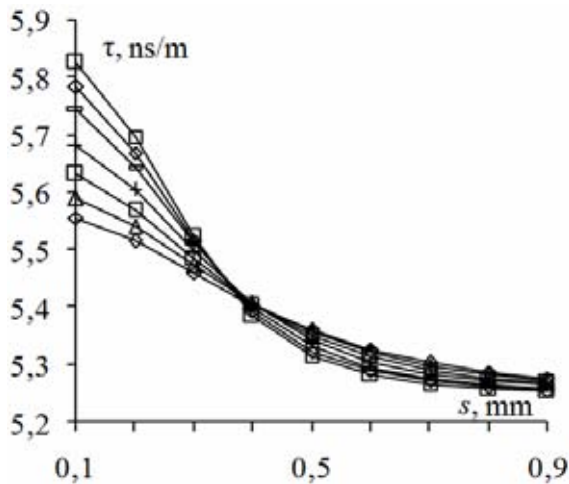
a



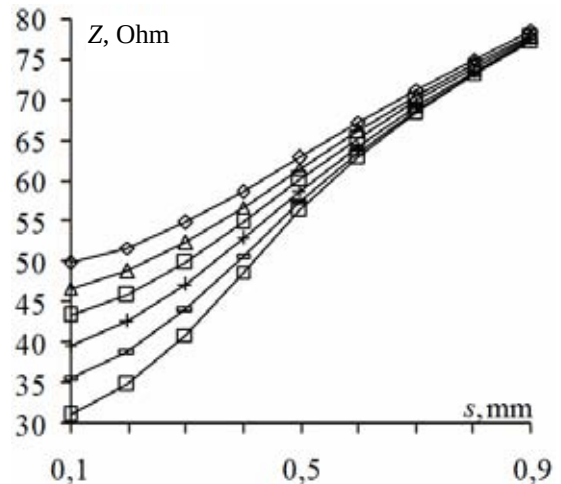
b

Fig. 2. Dependences of τ (a) and Z (b) on s at $h_1 = 0.1$ ($\diamond$); 0.2 ($\square$); 0.3 (Δ); 0.4 ($\times$); 0.5 ($\square$); 0.6 ($\circ$); 0.7 ($+$); 0.8 ($-$); 0.9 ($-$) mm

Рис. 2. Зависимости τ (a) и Z (б) от s при $h_1 = 0.1$ ($\diamond$); 0.2 ($\square$); 0.3 (Δ); 0.4 ($\times$); 0.5 ($\square$); 0.6 ($\circ$); 0.7 ($+$); 0.8 ($-$); 0.9 ($-$) мм



a



b

Fig. 3. Dependences of (a) and Z (b) on s at $h_1 = 0.8$ ($\diamond$); 0.82 (Δ); 0.84 ($\square$); 0.86 ($+$); 0.88 ($-$); 0.9 ($\square$) mm

Рис. 3. Зависимости τ (a) и Z (б) от s при $h_1 = 0.8$ ($\diamond$); 0.82 (Δ); 0.84 ($\square$); 0.86 ($+$); 0.88 ($-$); 0.9 ($\square$) мм

Conclusion. We modeled MSL with side grounded conductors dipped in a substrate. We calculated the dependence of the per-unit-length delay and the wave impedance on the distance between the grounded conductors when the depth changes. We found out that zero sensitivity of per-unit-length delay to depth changes is possible

while obtaining the required wave impedance. These results are obtained for the particular values of line parameters.

However it is easy to obtain similar dependencies for other values of parameters. The results can be used to design transmission lines with stable characteristics.

Acknowledgments. This research was carried out with the financial support of the Ministry of Education and Science of the Russian Federation RFMEFI57417X0172.

Благодарности. Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации по проекту RFMEFI57417X0172.

References

1. Kochura S. G., Maksimov I. A., Maslov E. P., Pervuhin A. V. [Studying the impact of electromagnetic radiation on spacecraft with permeable instrument unit]. *Tekhnologii elektromagnitnoy sovmestimosti*. 2017, No. 3(62), P. 3–10 (In Russ.).
2. Gazizov T. R., Zabolockij A. M., Orlov P. E. [The influence of the length and the number of coils on the delay of a microstrip line]. *Infokommunikacionnye tehnologii*. 2014, Vol. 13, No. 4, P. 93–96 (In Russ.).
3. Surovcev R. S. [Impulse signal propagation in a meander line with heterogeneous dielectric filling without deformation by cross coupling]. *Doklady TUSURa*. 2014, No. 4(34), P. 34–38 (In Russ.).
4. Orlov P., Gazizov T., Zabolotsky A. Comparative electromagnetic and quasi-static simulations of a short-pulse propagation along microstrip meander delay lines with design constraints. *Journal of ELECTRICAL ENGINEERING*. 2016, Vol. 67, No. 5, P. 387–389. DOI: 10.1515/jee-2016-0056.
5. Gazizov R. R., Zabolockij A. M., Gazizov T. T. [Studying volts peak of ultra short signal impulse in a meander line in the case of the change of its geometric parametres]. *Tekhnologii elektromagnitnoy sovmestimosti*. 2016, No. 3(58), P. 11–17 (In Russ.).
6. Surovcev R. S., Gazizov T. R. [Evaluating signal integrity in printed circuit boards of autonomous navigation systems of spacecraft]. *Trudy MAI*. 2015, No. 83 (In Russ.). Available at: <https://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=62204>.
7. Hamood M. K. Line thickness for various characteristic impedance of microstrip line. *Tikrit Journal of Pure Science*. 2013, Vol. 18, No. 3, P. 140–144.
8. Akhunov R. R., Kuksenko S. P., Gazizov T. R. Acceleration of Multiple Iterative Solution of Linear Algebraic Systems in Computing the Capacitance of a Microstrip Line in Wide Ranges of Its Sizes. *Journal of mathematical sciences*. 2015, Vol. 207, No. 5, P. 686–692.
9. Surovtsev R. S., Kuksenko S. P., Gazizov T. R. Analytic Evaluation of the Computational Costs for Solving Systems of Linear Algebraic Equations in Multiple Computing of the Capacitance Matrix in a Range of the Dielectric Permittivity of Dielectrics. *Journal of mathematical sciences*. 2015, Vol. 207, No. 5, P. 795–802.
10. Gazizov T. R., Kuksenko S. P., Akhunov R. R. Acceleration of Multiple Solution of Linear Systems for Analyses of Microstrip Structures. *International journal of mathematical models and methods in applied sciences*. 2015, Vol. 9, P. 721–726.
11. Gazizov T. R. [Characteristics of suspended strip line and reversed strip line]. *Izvestiya vuzov. Fizika*. 1996, Vol. 39, No. 2, P. 126–128 (In Russ.).
12. Sagiyeva I. [Studying characteristics of shielded microstrip line]. *Izvestiya vuzov. Fizika*. 2017, Vol. 60, No. 12/2, P. 103–107 (In Russ.).
13. Sagiyeva I. Ye. [Modeling characteristics of a microstrip line with side grounded conductors]. *Materialy XIII mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii "Elektronnye sredstva i sistemy upravleniya", posvyashchennaya 55-letiyu TUSURa* [Materials of the XIII International Scientific and Practical Conference "Electronic Tools and Control Systems", dedicated to the 55th anniversary of TUSUR,]. Tomsk, November 29 – December 1, 2017, Part 2, P. 19–20 (In Russ.).
14. Gazizov T. R., Salov V. K., Kuksenko S. P. Stable delay of microstrip line with side grounded conductors. *Wireless Communications and Mobile Computing*. 2017, Vol. 2017, 5 p. DOI:10.1155/2017/1965739.
15. Kuksenko S. P., Zabolotskiy A. M., Melkozervov A. O., Gazizov T. R. [New capacities of the system of modeling electromagnetic compatibility]. *Doklady TUSURa*. 2015, No. 2 (36), P. 45–50 (In Russ.).

Библиографические ссылки

1. Исследование воздействия электромагнитного излучения на космический аппарат с негерметичным приборным отсеком / С. Г. Кочура [и др.] // Технологии электромагнитной совместимости. 2017. № 3(62). С. 3–10.
2. Газизов Т. Р., Заболоцкий А. М., Орлов П. Е. Влияние длины и количества витков на задержку микрополосковой линии // Инфокоммуникационные технологии. 2014. Т. 13, № 4. С. 93–96.
3. Распространение импульса в меандровой линии с неоднородным диэлектрическим заполнением без искажений его формы перекрестными наводками / Р. С. Суровцев [и др.] // Доклады ТУСУРа. 2014. № 4(34). С. 34–38.
4. Orlov P., Gazizov T., Zabolotsky A. Comparative electromagnetic and quasi-static simulations of a short-pulse propagation along microstrip meander delay lines with design constraints // *Journal of ELECTRICAL ENGINEERING*. 2016. Vol. 67, no. 5. P. 387–389. DOI: 10.1515/jee-2016-0056.
5. Газизов Р. Р., Заболоцкий А. М., Газизов Т. Т. Исследование максимума напряжения сверхкороткого импульса в микрополосковой меандровой линии при изменении ее геометрических параметров // Технологии электромагнитной совместимости. 2016. № 3(58). С. 11–17.
6. Суровцев Р. С., Газизов Т. Р. Оценка целостности сигналов в печатных платах системы автономной навигации космического аппарата [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2015. № 83. URL: <https://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=62204> (дата обращения: 5.10.2015).
7. Hamood M. K. Line thickness for various characteristic impedance of microstrip line // *Tikrit Journal of Pure Science*. 2013. Vol. 18, No. 3. P. 140–144.
8. Akhunov R. R., Kuksenko S. P., Gazizov T. R. Acceleration of Multiple Iterative Solution of Linear Algebraic Systems in Computing the Capacitance of a Microstrip Line in Wide Ranges of Its Sizes // *Journal*

of mathematical sciences. 2015. Vol. 207, № 5. P. 686–692.

9. Surovtsev R. S., Kuksenko S. P., Gazizov T. R. Analytic Evaluation of the Computational Costs for Solving Systems of Linear Algebraic Equations in Multiple Computing of the Capacitance Matrix in a Range of the Dielectric Permittivity of Dielectrics // Journal of mathematical sciences, 2015. Vol. 207, № 5. P. 795–802.

10. Gazizov T. R., Kuksenko S. P., Akhunov R. R. Acceleration of Multiple Solution of Linear Systems for Analyses of Microstrip Structures // International journal of mathematical models and methods in applied sciences. 2015. Vol. 9. P. 721–726.

11. Газизов Т. Р. Характеристики подвешенной и обращенной полосковых линий // Известия вузов. Физика. 1996. Т. 39, № 2. С. 126–128.

12. Сагиева И. Исследование характеристик экранированной микрополосковой линии // Известия вузов. Физика. 2017. Т. 60, № 12/2. С. 103–107.

13. Сагиева И. Е. Моделирование характеристик микрополосковой линии с боковыми заземленными проводниками сверху // Электронные средства и системы управления : материалы XIII Междунар. науч.-практ. конф., посвященной 55-летию ТУСУРа (29 нояб.–1 дек. 2017, г. Томск). Томск, 2017. Ч. 2. С. 19–20.

14. Gazizov T. R., Salov V. K., Kuksenko S. P. Stable delay of microstrip line with side grounded conductors // Wireless Communications and Mobile Computing. 2017. Vol. 2017, Article ID 1965739. 5 p. DOI: 10.1155/2017/1965739.

15. Новые возможности системы моделирования электромагнитной совместимости TALGAT / С. П. Куksенко [и др.] // Докл. Том. гос. ун-та систем управления и радиоэлектроники. 2015. № 2(36). С. 45–50.

© Sagiyeva I. Ye., Gazizov T. R., 2018

ОБЗОР СОВРЕМЕННЫХ ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ОСНОВЕ СОЕДИНЕНИЙ АПБВ

Е. В. Слыщенко^{1,2*}, А. А. Наумова¹, А. А. Лебедев^{1,2}, М. А. Генали¹, Н. Т. Вагапова¹, Б. В. Жалнин¹

¹ АО «Научно-производственное предприятие «Квант»

Российская Федерация, 129626, г. Москва, ул. 3-я Мытищинская, 16

² Национальный исследовательский технологический университет «МИСиС»

Российская Федерация, 119049, г. Москва, Ленинский просп., 4

*E-mail: otel_17@nppkvant.ru

Приведены краткие сведения по истории развития фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) (кремниевых и на основе соединений АПБВ) и солнечных батарей на их основе для космических аппаратов. Перечислены основные факторы космического пространства и показана эволюция структуры и конструкций. Приведена принципиальная структура современных трехкаскадных InGaP / InGaAs / Ge солнечных элементов с указанием функционального назначения слоёв, их основных характеристик. Объяснен механизм деградации электрических параметров таких фотопреобразователей под действием космической радиации и показана возможность минимизации данного негативного эффекта. Описаны основные методы и особенности технологии изготовления трехкаскадных ФЭП. Приведен обзор ФЭП космического назначения на основе соединений АПБВ основных мировых производителей из США, Германии, Италии, России с иллюстрацией их внешнего вида, описанием особенностей конструкций и основных свойств. Показано, что наиболее распространенным является размер ФЭП с площадью $\sim 30 \text{ см}^2$. Представлены сведения о созданных трехкаскадных InGaP / InGaAs / Ge ФЭП большой площади (до $\sim 60\text{--}65 \text{ см}^2$). Показан мировой уровень эффективности преобразования солнечной энергии (КПД), достигнутый в промышленном производстве, составляющий 26–30 %. Приведены сведения о ФЭП для преобразования концентрированного солнечного излучения. Показаны основные направления повышения характеристик ФЭП на основе соединений АПБВ.

Ключевые слова: солнечный элемент, солнечная батарея, космический аппарат, фотоэлектрический преобразователь, АПБВ, полупроводниковая структура.

Siberian Journal of Science and Technology. 2018, Vol. 19, No. 2, P. 308–324

THE REVIEW OF MODERN SOLAR CELLS FOR SPACE APPLICATION BASED ON AIBV MATERIALS

E. V. Slyshchenko^{1,2*}, A. A. Naumova¹, A. A. Lebedev^{1,2}, M. A. Genali¹, N. T. Vagapova¹, B. V. Zhalnin¹

¹ JSC "Research-production enterprise "Kvant"

16, 3-rd Mytishchinskaya Str., Moscow, 129626, Russian Federation

² National Research Technological University "MISIS"

4, Leninsky Av., Moscow, 119049, Russian Federation,

*E-mail: otel_17@nppkvant.ru

The article gives the short information about the history of the development of photoelectric generators (silicon and based on AIBV compounds) and solar arrays based on them for spacecrafts. The main factors of outer space are listed and the evolution of structure is demonstrated. The principal structure of modern triple junction InGaP / InGaAs / Ge solar cells with indication of the functional purpose of the layers is given and their main characteristics are presented. The mechanism of degradation of electrical parameters of such solar cells under the action of cosmic radiation is explained and the possibility of minimizing this negative effect is described. The main methods and technological peculiarities of triple junction solar cells production are discussed. The review of solar cell for space application based on AIBV compounds produced by the world's leading manufacturers from the USA, Germany, Italy and the Russian Federation with its external appearance and the description of the features of the constructions and main properties are presented. It is shown that the most common is the solar cells size with an area of $\sim 30 \text{ cm}^2$. Information on established triple junction InGaP / InGaAs / Ge solar cells large area is presented (up to $\sim 60\text{--}65 \text{ cm}^2$). The world level of efficiency of solar energy conversion is achieved in industrial production, amounting to 26–30 %. The information about solar cells for conversion of concentrated solar radiation is provided. The basic directions for improving the characteristics of solar cells based on compounds AIBV are shown.

Keywords: solar cell, solar array, spacecraft, photoelectric generator, AIBV, semiconductor structure.

Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-2-308–324

Введение. Наиболее эффективным и проверенным в условиях длительной эксплуатации способом получения электричества из солнечной энергии сегодня является фотоэлектрический метод прямого преобразования. Он реализован в полупроводниковых фотоэлектрических преобразователях (ФЭП), получивших в англоязычной литературе название solar cell (SC), т. е. солнечный элемент (СЭ). Из ФЭП формируется фотогенерирующая часть (ФГЧ) солнечных батарей (СБ). Уже почти шесть десятилетий, начиная с первых спутников Земли (третий советский искусственный спутник, запущенный 15 мая 1958 г., и американский спутник «Авангард», запущенный 17 марта 1958 г.), СБ являются основным первичным источником электроэнергии для большинства отечественных и зарубежных космических аппаратов (КА) [1; 2].

Идея использования фактически неисчерпаемого источника энергии – солнечного излучения, всегда была заманчивой. Однако только к середине XX столетия развитие науки и технологий, обеспеченное в нашей стране работами коллективов под руководством А. Ф. Иоффе (ЛФТИ, г. Ленинград), Н. С. Лидоренко (Всесоюзный научно-исследовательский институт источников тока (ВНИИТ), г. Москва), С. И. Вавилова (ФИАН, г. Москва), привело к возможности ее эффективной практической реализации. Интенсификация работ в этом направлении была связана с поиском оптимального источника питания для КА. Именно в космосе, где, с одной стороны, нет экранирующего солнечный свет слоя атмосферы, а с другой – использование прочих привычных генераторов электричества крайне затруднено или невозможно, применение СБ в комплексе с химическими накопителями оказалось оптимальным решением.

Опыт разработки и эксплуатации КА выявил целый ряд опасных факторов космического пространства. Поскольку ФЭП в составе ФГЧ СБ – одни из немногих приборов на борту космических аппаратов, практически напрямую контактирующих с открытым космосом и непосредственно подверженных воздействию всех факторов космического пространства, то помимо увеличения энергетических и удельных характеристик ФЭП стала крайне актуальной задача по модифицированию их структуры, созданию защиты и разработке более стойких ФЭП. Обширные исследования по улучшению свойств ФЭП и СБ привели, во-первых, к появлению защитных покрытий (стекло) на поверхности кремниевых ФЭП и, во-вторых, к применению новых материалов полупроводниковой структуры ФЭП – материалов АПБВ (арсенид галлия (GaAs) и твердые растворы на его основе: арсенид алюминия–галлия (AlGaAs), арсенид индия – галлия (InGaAs) и др.). Так, почти повсеместный переход от использования в СБ для космоса кремниевых ФЭП к современным каскадным ФЭП на основе материалов АПБВ привел к значительному увеличению срока службы СБ (с 10 до 15 лет и более) на орбитах с высоким радиационным воздействием [3]. В ретроспективе изменения эффективности ФЭП космического назначения, связанные с изменениями технологии, конструкции и материалов, представлены на рис. 1.

Первые в мире GaAs СБ площадью около 1 м^2 были разработаны и изготовлены во ВНИИТ (одно из прежних наименований АО «НПП «Квант») из однокаскадных ФЭП и использовались на автоматической межпланетной станции «Венера-4», запущенной 12 июня 1967 г. Однокаскадные GaAs ФЭП, изготовленные по диффузионной технологии, были совместной разработкой ФТИ им. А. Ф. Иоффе и ВНИИТ. Применение именно GaAs ФЭП в СБ станции «Венера-4» было обусловлено необходимостью работы при высоких температурах ($\sim 120^\circ\text{C}$) для заряда блока химических батарей спускаемого аппарата непосредственно перед началом его спуска на поверхность планеты, тогда как кремниевые ФЭП при таких температурах работать не могут. Эта же причина побудила использовать GaAs ФЭП в составе СБ первых автоматических передвижных лабораторий «Луноход-1» и «Луноход-2» (запуск – 10 ноября 1970 г. и 8 января 1973 г.). Площадь СБ на крышке аппарата – $3,5 \text{ м}^2$, а средняя вырабатываемая мощность, составлявшая 180 Вт, шла на подзарядку серебряно-кадмиевых аккумуляторных батарей ёмкостью 200 А·ч [2; 4].

Дальнейшее развитие ФЭП было связано с совершенствованием технологии получения полупроводниковых материалов, синтеза широкого класса новых материалов высокой степени чистоты, получения качественных гетеропереходов на основе соединений АПБВ, глубокого изучения физических процессов в полупроводниках. Эти работы позволили создать методом жидкофазной эпитаксии гетероструктурные однокаскадные AlGaAs (широкозонное окно) / GaAs (фотоактивная область) ФЭП. В таких ФЭП удалось сформировать бездефектную гетерограницу и обеспечить идеальные условия для фотогенерации электронно-дырочных пар и их собирания *p-n*-переходом. Эти ФЭП обладают более высокой радиационной стойкостью, благодаря чему они успешно эксплуатировались в составе СБ на орбитальной станции «Мир» [2; 5], где СБ была подвержена помимо основных факторов космического пространства еще и длительному воздействию собственной атмосферы станции и воздействию двигателей стыкующихся кораблей. Суммарная средняя деградация характеристик AlGaAs / GaAs СБ составила не более 3,5 % в год [2; 4].

Дальнейшее развитие технологий привело к появлению гетероструктурных ФЭП. Такие ФЭП сохранили высокие характеристики однокаскадных структур на основе арсенида галлия (температурный режим работы, радиационная стойкость). Сначала это были арсенид-галлиевые элементы на инородной, но более тонкой и прочной германиевой подложке. Технология их изготовления существенно отличалась от жидкофазной эпитаксии, а именно, эпитаксиальный рост проводился в газофазном реакторе. Газофазные технологии дали новый импульс к развитию тонкослойных прецизионно легированных многослойных гетероструктур. Результатом реализации такого технологического решения стало создание двух и впоследствии трехкаскадных ФЭП, наиболее полно и эффективно преобразующих солнечный спектр. Как видно из рис. 1, эффективность трехкаскадных ФЭП возрос-

ла в два раза по сравнению с однокаскадными ФЭП и имеет перспективы по дальнейшему росту.

В настоящее время трехкаскадные ФЭП имеют сложившуюся принципиальную конструкцию, изображение которой приведено на рис. 2. Конструкция современного ФЭП включает полупроводниковую структуру InGaP / InGaAs / Ge [6], сплошную тыльную и гребенчатую лицевую контактную структуру, просветляющее (антиотражающее) защитное покрытие.

Полупроводниковая структура современных ФЭП на основе соединений АПВВ. Принципиально структура современных ФЭП на основе соединений АПВВ состоит из трех каскадов InGaP / InGaAs / Ge, скоммутированных между собой туннельными дио-

дами. Полупроводниковая структура InGaP и InGaAs каскадов создается эпитаксиальным способом на Ge-подложке, в Ge в процессе эпитаксиального роста диффузионно формируется нижний каскад. В процессе роста буферного слоя происходит вывод параметров на контролируемый рост.

База и эмиттер в каждом из каскадов являются активными слоями структуры и образуют *p-n*-переход. Названия генерирующих слоев ФЭП – база (слой *p*-типа проводимости) и эмиттер (*n*-тип) – пришли и закрепились из иностранной литературы по аналогии со слоями в полупроводниковых транзисторах, однако они не в полной мере отражают суть происходящих в слоях ФЭП физических процессов. В этих слоях происходит генерация и сбор носителей заряда.

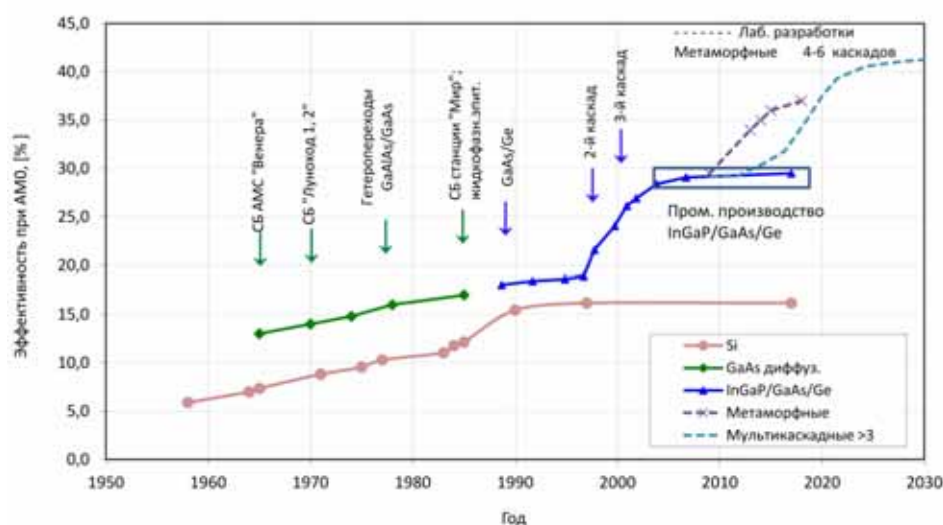


Рис. 1. Развитие элементной базы СБ космической фотовольтаики (по данным АО «НПП «Квант»)

Fig. 1. Development of the elemental base of solar cells for space photovoltaics (according to the data of JSC "RPE "Kvant")

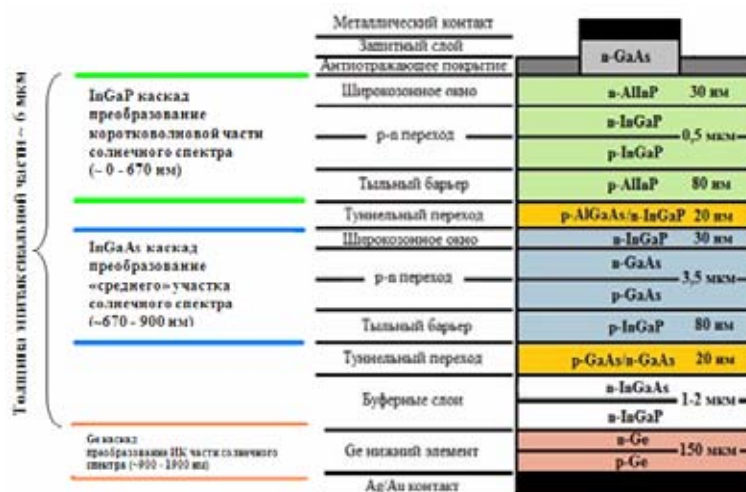


Рис. 2. Схематическое изображение трёхкаскадного гетероструктурного InGaP / InGaAs / Ge ФЭП [7]

Fig. 2. Schematic representation of the triple InGaP / InGaAs / Ge solar cell [7]

Широкозонное окно в верхнем и среднем каскаде препятствует поверхностной рекомбинации носителей заряда за счет создания потенциального барьера.

Защитный высоколегированный слой используется для создания омического контакта, а также защищает слой широкозонного окна от проникновения кислорода.

Применяемые для коммутации каскадов (*p-n*-переходов) туннельные диоды представляют собой обратно включенные к основной генерирующей структуре *p-n*-переходы, сформированные слоями с высоким уровнем легирования, соответствующим состоянию вырождения полупроводника. Буферные слои толщиной около 2 мкм – это переходные слои, задерживающие примеси.

Полупроводниковая структура, несмотря на многообразие материалов, присутствующих в ней, представляет собой единый с Ge-подложкой монокристалл. Такой эффект достигается за счет прецизионного соответствия параметров решетки материалов трехкаскадного ФЭП, задаваемых и контролируемых в процессе эпитаксиального роста с использованием металлорганических и гидридных соединений (МОС ГФЭ). Другими словами, для получения такого сложного полупроводникового эпитаксиального монокристалла соотношение компонентов в трехкомпонентных соединениях должно быть таково: $\text{In}_{0,49}\text{Ga}_{0,51}\text{P}$, $\text{In}_{0,01}\text{Ga}_{0,99}\text{As}$. При этом с точностью до 0,01 % [7] достигается совпадение параметров решетки осаждаемых слоев с параметром решетки монокристаллической Ge-подложки ($a_{\text{Ge}} = 5,658 \text{ \AA}$ [8]), как показано на рис. 3. В то же время, за счет различных значений ширины запрещенной зоны (ΔE_g) материалов каскадов: у $\text{In}_{0,49}\text{Ga}_{0,51}\text{P}$ $\Delta E_g = 1,9 \text{ эВ}$ [9], у $\text{In}_{0,01}\text{Ga}_{0,99}\text{As}$ $\Delta E_g = 1,41 \text{ эВ}$ [8; 9], у Ge $\Delta E_g = 0,66 \text{ эВ}$ [8; 9] (см. рис. 3), трехкаскадные ФЭП способны преобразовывать излучение в достаточно большом интервале длин волн [3]. Так $\text{In}_{0,49}\text{Ga}_{0,51}\text{P}$ поглощает фотоны в диапазоне длин волн от 0 до 670 нм, $\text{In}_{0,01}\text{Ga}_{0,99}\text{As}$ – в диапазоне длин волн от 670 до 900 нм и Ge – все фотоны от 900 до 1900 нм [9]. Эффективность преобразования солнечного излучения промышленно выпускаемых образцов таких ФЭП сейчас находится в пределах 26–30 %.

Создание такой сложной полупроводниковой структуры в промышленном производстве реализовано методом МОСГФЭ. В основе данного метода лежат процессы переноса осаждаемых материалов в виде летучих соединений к поверхности подложки, на которой происходит разложение этих соединений с выделением необходимо продукта. МОСГФЭ-метод позволяет получать тонкие гомо- и гетерослои с заданным стехиометрическим составом и уровнем легирования. В сравнении с другими методами эпитаксии – жидкофазной и молекулярно-лучевой, метод МОСГФЭ отличается высокой производительностью (скорость роста до 2000 Å/мин) в совокупности с достаточной точностью (по составу основных материалов, толщине, распределению легирующих примесей в слоях). Современная реализация метода МОСГФЭ с применением металлорганических и гидридных источников элементов третьей (Ga, Al, In) и пятой (As, P) групп периодической системы хими-

ческих элементов позволяет использовать преимущества этого метода в совокупности с возможностью проведения роста всей полупроводниковой структуры за один непрерывный процесс при сравнительно низкой температуре (650 °C).

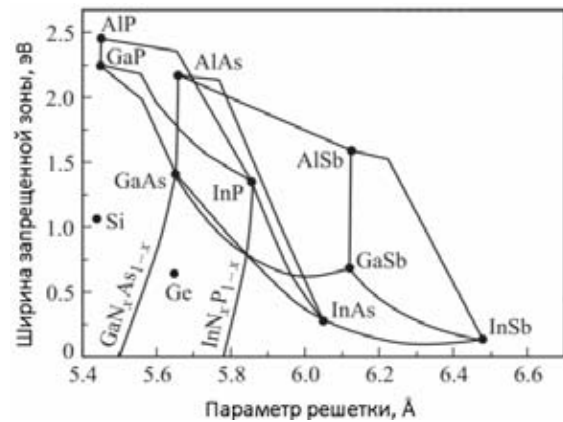


Рис. 3. Ширина запрещенной зоны в зависимости от параметра решетки Si, Ge, соединений АПБВ и их твердых растворов [4]

Fig. 3. Width of band gap, depending on the lattice parameter of Si, Ge, compounds of АПБВ and their solid solutions [4]

Следует отметить, что фактически все основные свойства прибора закладываются на, пожалуй, самой сложной, многофакторной стадии его создания – стадии роста полупроводниковой структуры [10]. Последующие операции (создание контактной структуры, просветляющего покрытия, создание габаритных размеров, маркировка, измерение выходных электрических характеристик и т. д.) не должны снизить эти заложенные структурой свойства, что в целом требует достаточно сложной технологии и несколько замедляет промышленную реализацию и последующее развитие новых конструкций.

Влияние космической радиации на свойства каскадных ФЭП на основе соединений АПБВ. Каскадные $\text{InGaP} / \text{InGaAs} / \text{Ge}$ ФЭП в силу физических свойств являются более стойкими к деградации параметров под воздействием космической радиации по сравнению с Si ФЭП. Однако конструкция $\text{InGaP} / \text{InGaAs} / \text{Ge}$ ФЭП не является оптимальной с точки зрения спектрального распределения фотонов. Данное несоответствие обусловлено требованием строгого согласования по параметру решетки осаждаемых полупроводниковых материалов в процессе эпитаксиального роста (см. рис. 3). Действительно, как можно увидеть на рис. 4, на средний InGaAs -каскад приходится минимальный рабочий диапазон длин волн, это приводит к тому, что InGaAs -каскад генерирует наименьшую плотность тока – $16,58 \text{ мА/см}^2$ [9] в спектре АМ0 по сравнению с $22,43 \text{ мА/см}^2$ и $37,08 \text{ мА/см}^2$ [9], генерируемыми InGaP - и Ge-переходами. Это обстоятельство является критичным в силу последовательного соединения каскадов в структуре трехкаскадного ФЭП (см. рис. 2), из-за чего ток всего ФЭП ограничен минимальным током, генерируемым средним InGaAs -каскадом.

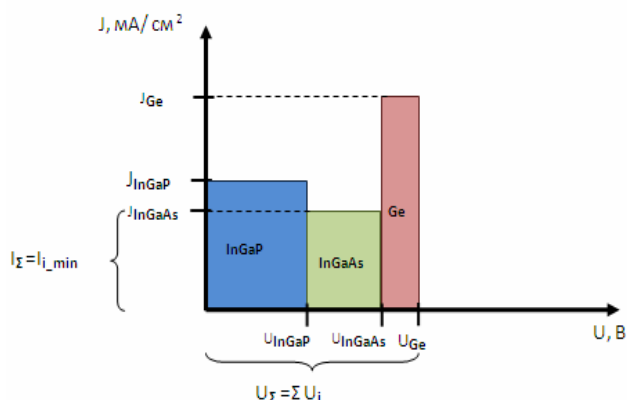


Рис. 4. Пояснение механизма образования характеристик «плотность тока – напряжение» в InGaP / InGaAs / Ge ФЭП

Fig. 4. Interpretation of mechanism of formation of characteristics of current density–voltage in InGaP / InGaAs / Ge solar cell

При эксплуатации СБ в космосе ФЭП, установленные в ее генерирующей части, подвергаются воздействию практически всех факторов космического пространства: радиации, потоков заряженных частиц высокой энергии, твердых частиц естественного и искусственного происхождения, плазмы, электромагнитного излучения Солнца, резких температурных перепадов, а также продуктов работы реактивных двигателей разных типов. Все это может приводить в результате различных деградационных процессов к существенному ухудшению характеристик ФЭП и СБ в целом.

Наиболее значимым из перечисленных факторов, определяющих длительность работы СБ в космосе, является радиация. Воздействие радиационного облучения оказывает влияние на физические параметры ФЭП, определяющие эффективность преобразования солнечной энергии в электрическую. Так, воздействие радиации приводит к образованию в запрещенной зоне полупроводникового материала ФЭП локальных уровней, обусловленных введенными в результате облучения дефектами, что приводит к снижению времени жизни носителей заряда. Как правило, данный параметр изменяется в несколько раз при таких дозах облучения, для которых изменение других характеристик оказывается пренебрежимо малым [11].

Для каскадных ФЭП возникает дополнительная проблема – различная скорость радиационной деградации фототока в каскадах, что еще более ухудшает согласование токов каскадов и отрицательно сказывается на выходных характеристиках трехкаскадных InGaP / InGaAs / Ge ФЭП (рис. 5).

В работе [12] проведено моделирование радиационного повреждения трехкаскадного ФЭП при воздействии на него электронами с энергией 1 МэВ, так как электроны высоких энергий являются основным повреждающим фактором на геосинхронных орбитах. Авторами работы показано, что вследствие такого воздействия происходит уменьшение диффузионных длин неосновных носителей заряда и снижение фототока и напряжения холостого хода. Проведенный расчет для диапазона доз облучения от нуля до $3 \cdot 10^{15} \text{ см}^{-2}$ (табл. 1) показал, что наибольшей деградации подвержен InGaAs-каскад, особенно его *p*-область: снижение диффузионной длины неосновных носителей заряда оказалось наиболее существенным – с 7 мкм до облучения до 1,31 мкм после облучения.

База *p*-InGaAs трехкаскадного ФЭП является самым толстым генерирующим эпитаксиальным слоем всего прибора, это обусловлено особенностями собирания сгенерированных носителей заряда в слое. Так, до облучения при толщине *p*-InGaAs базы в 4 мкм достигается близкое к 100 % собирание носителей заряда, однако в дальнейшем из-за облучения диффузионная длина неосновных носителей заряда снижается вследствие их рекомбинации на радиационных дефектах, соответственно, снижается и фототок (рис. 5). При этом обнаружено, что максимум фототока достигается при меньшей толщине базы InGaAs-каскада, но снижение толщины InGaAs базовой области увеличивает количество непоглощенных длинноволновых фотонов [12].

Увеличение доли поглощенных длинноволновых фотонов в тонкой базе может быть достигнуто путем применения в структуре ФЭП распределенного брэгговского отражателя (РБО) [12–14], представляющего собой структуру с периодически изменяющимся в пространстве показателем преломления и позволяющего за счет этого создавать разрешенные и запрещенные энергетические зоны для фотонов [15]. Основное предназначение РБО в структуре InGaP / InGaAs / Ge ФЭП – возврат части длинноволнового излучения в фотоактивные слои, в частности, в *p*-InGaAs слой.

Таблица 1

Расчетные значения диффузионных длин неосновных носителей заряда в фотоактивных слоях ФЭП на основе InGaP / InGaAs / Ge [12]

Слой	Диффузионная длина неосновных носителей заряда, мкм		
	До облучения	После облучения	
		Доза облучения $10^{15}, \text{ см}^{-2}$	Доза облучения $3 \cdot 10^{15}, \text{ см}^{-2}$
<i>n</i> -InGaP	–	0,05	–
<i>p</i> -InGaP	2,0	1,76	1,46
<i>n</i> -InGaAs	0,3	0,28	0,25
<i>p</i> -InGaAs	7,0	2,21	1,31
<i>n</i> -Ge	–	0,50	–
<i>p</i> -Ge	50,0	49,10	47,40

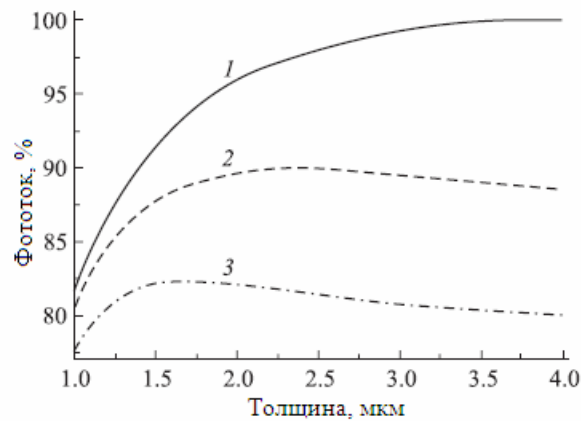


Рис. 5. Относительная доля фототока, генерируемого в InGaAs-каскаде трехкаскадного InGaP / InGaAs / Ge ФЭП без РБО до облучения (1) и после облучения электронами с энергией 1 МэВ дозой 10^{15} см^{-2} (2) и дозой $3 \cdot 10^{15} \text{ см}^{-2}$ (3) [15]

Fig. 5. Relative fraction of the photocurrent generated in the InGaAs junction of a triple junction InGaP / InGaAs / Ge solar cell without Bragg reflector before irradiation (1) and after irradiation with electrons of 1 MeV in a dose of 10^{15} см^{-2} (2) and a dose of $3 \cdot 10^{15} \text{ см}^{-2}$ (3) [15]

На сегодняшний день ведущие мировые производители ФЭП космического назначения разработали и выпускают модификации трехкаскадных InGaP / InGaAs / Ge ФЭП с повышенной радиационной стойкостью. Есть основания полагать, что повышение радиационной стойкости достигнуто благодаря встраиванию РБО в полупроводниковую структуру ФЭП.

Контактная структура ФЭП. Контактная структура ФЭП состоит из токосъемных полосок контактной сетки, главного контакта и токосъемных площадок. Материалами для контактной сетки могут быть лишь металлы, обладающие хорошей адгезией и имеющие низкое сопротивление при протекании тока (высокую электропроводность), такие как Ag, Au, Ni, Ti, Pd, однако невозможно найти металл, обладающий одновременно этими двумя свойствами, поэтому применяется многослойная система контактов. Контактные площадки при этом должны быть приспособлены к последующей коммутации ФЭП при сборке СБ. Геометрические размеры контактной сетки рассчитываются применительно к конкретной конструкции ФЭП (ширина полоски собирающей гребенки 3–10 мкм), они должны обеспечивать минимально возможное затенение фотоактивной площади (для преобразования слабоконцентрированного излучения потери на затенение должны составлять не более 5 %, а для сильноконцентрированного – от 5 до 15 % [16]) и минимально возможное сопротивление при прохождении по этим контактным полоскам тока, собранного с генерирующей полупроводниковой структуры ФЭП [17]. Важным является наличие высоколегированного n^+ -слоя в конструкции ФЭП для получения минимального переходного сопротивления «металл–полупроводник». Толщина контактов определяется проводимостью контакта металл–полупроводник и площадью соприкосновения. Для создания контактной структуры с рисунком гребенчатой контактной сетки на фотоактивной стороне и с толщинным про-

филем 4–8 мкм применяется «взрывная» фотолитография с последующим нанесением металлического покрытия методом термовакuumного распыления металлов.

Просветляющее (антиотражающее) покрытие ФЭП. Просветляющее (антиотражающее) покрытие (АОП) ФЭП служит для минимизации отражения от поверхности, что позволяет обеспечить более высокий фототок, а следовательно, повысить эффективность прибора. Вообще, первое просветляющее покрытие было разработано Фраунгофером в 1817 г. Однако долгие годы данная технология оставалась в тени [18]. Первый солнечный элемент, представленный в 1954 г., был без АОП. Начиная с 1964 г., для кремниевых ФЭП отечественного производства начали применять АОП на основе ZnS.

В настоящее время для ФЭП применяются одно-, двух- и трехслойные покрытия: чем больше количество слоев, тем на более широком диапазоне спектра можно минимизировать отражение. Однако увеличение количества слоев влечет за собой значительное усложнение технологии. Материалы для АОП подбирают с учетом их физических свойств, таких как показатель преломления, адгезия и химическая стойкость. Таким образом, в зависимости от спектрального диапазона, в котором ФЭП имеет максимальную чувствительность, подбирают необходимое количество слоев АОП и его материалы.

Основными материалами для АОП являются ZnS, TiO_2 и CeO_2 – в качестве материалов с высоким показателем преломления и MgF_2 , Al_2O_3 и SiO_2 – с низким показателем [19]. Согласно последним данным, для трёхкаскадных ФЭП на основе арсенида галлия используются двухслойные АОП из оксидов титана $\text{TiO}_2 / \text{TiO}_x$ и алюминия Al_2O_3 [20], а также оксидов тантала Ta_2O_5 и кремния $\text{SiO}_2 / \text{SiO}_x$ [21], формируемые методом электронно-лучевого испарения в вакууме. Толщины слоев составляют примерно 40–70 нм.

Обзор промышленно выпускаемых трехкаскадных фотоэлектрических преобразователей космического назначения на основе соединений АПВВ. Промышленное (серийное) производство трехкаскадных ФЭП на основе соединений InGaP / InGaAs / Ge, применяемых в фотогенирующей части СБ большинства современных КА, на текущий момент времени осуществляется следующими зарубежными компаниями: SolAero Technologies Corp (США), Spectrolab Inc (США), AZUR SPACE Solar Power GmbH (Германия), CESI SpA (Италия).

В России производство трехкаскадных ФЭП было освоено сравнительно недавно в двух компаниях: АО «НПП «Квант», г. Москва, и ПАО «Сатурн», г. Краснодар, история создания которых связана с ВНИИТ и Научно-производственным объединением «Квант».

Продукция каждого из указанных производителей обладает рядом характерных особенностей технического характера, что, однако, не несет существенного различия в конструкции полупроводниковой фотогенирующей части.

Основные электрические характеристики для различных типов ФЭП каждого из выше представленных производителей сведены в табл. 2, это: $I_{кз}$ – ток короткого замыкания, мА/см²; $I(P_m)_0$ – ток в точке максимальной мощности, мА/см²; $I_{нагр}$ – ток в точке оптимальной нагрузки, мА/см²; $U_{хх}$ – напряжение холостого хода, В; $U(P_m)_0$ – напряжение в точке максимальной мощности, В; $U_{нагр}$ – напряжение в точке оптимальной нагрузки, В; FF – фактор заполнения, %; КПД – коэффициент полезного действия, или эффективность преобразования космического солнечного спектра АМ0; КПД_{нагр} – коэффициент полезного действия при АМ0 в точке оптимальной нагрузки.

Рассмотрим ФЭП наиболее распространенного типоразмера площадью ~ 30 см² (рис. 6). Мультикаскадные ФЭП, производимые американской компанией Spectrolab Inc., входящей в американский концерн Boeing, являющийся одним из крупнейших мировых производителей авиационной, космической и военной техники, представлены следующими типами: Improved Triple Junction Solar Cells (ITJ) – площадь до 31 см², КПД – 26,8 %, со встроенным Si-диодом, внешний вид изображен на рис. 6, а [22]; Ultra Triple Junction Solar Cells (UTJ) и NeXt Triple Junction Solar Cells (XTJ), площадь 26,62 см², аналогичные по внешнему виду, показаны на рис. 6, б [22], отличающиеся только значением эффективности: UTJ – 28,3 %, XTJ – 29,5 %.

Американская компания SolAero Technologies Corp выпускает трехкаскадные ФЭП различных модификаций, оптимизированных для различных условий эксплуатации или в различных коммутационных схемах СБ. В частности, разработаны ФЭП для низких орбит (ZTJ-Ω) с КПД 30,2 %, ФЭП с повышенной радиационной стойкостью (ZTJ+) с КПД 29,4 % и др. Все типы ФЭП конструктивно представляют собой InGaP / InGaAs / Ge полупроводниковую конструкцию площадью 26–30 см² и внешне не имеют заметных различий, приводятся на рис. 6, в [23]. Также компания SolAero Technologies Corp предлагает ФЭП

со встроенным диодом (ZTJM), КПД 29,0 %, внешний вид которого изображен на рис. 6, г [23].

У немецкой компании Azur Space Solar Power GmbH, также занимающейся серийным изготовлением трехкаскадных ФЭП, ассортимент продукции представлен несколькими типами ФЭП площадью 30,18 см². Внешний вид ФЭП с КПД 28 % (3G28C) со встроенным диодом приведен на рис. 6, д [24]; с КПД 30 % (3G30C) со встроенным диодом – на рис. 6, е [24]. ФЭП 3G30C без диода с толщинами 150 и 80 мкм имеют похожий внешний вид, изображенный на рис. 6, ж [24].

Другой европейский производитель – итальянская компания CESI SpA – производит ФЭП типа STJ30 площадью 26–30 см² с КПД 29,5 %. Внешний вид ФЭП приведен на рис. 6, з [25].

Одним из российских производителей ФЭП является ПАО «Сатурн», предоставляющее различные конструктивно технологические модификации ФЭП со встроенным диодом со средним значением КПД 28 %. Внешний вид ФЭП производства ПАО «Сатурн» изображен на рис. 6, и [26].

Другим российским производителем трехкаскадных InGaP / InGaAs / Ge ФЭП без встроенного диодного модуля является АО «НПП «Квант». Внешний вид ФЭП, произведенных в АО «НПП «Квант», представлен на рис. 6, к. КПД серийно выпускаемых образцов трехкаскадных ФЭП по данным 2017 г. в среднем составляет 28,4 %. Кроме того, в АО «НПП «Квант» проведены работы по разработке опытной технологии изготовления трехкаскадных ФЭП с улучшенными энергомассовыми характеристиками. Получены экспериментальные образцы со следующими характеристиками: масса ФЭП ~ 1,65–1,7 г, толщина ~ 100 мкм, $J_{кз}$ ~ 17,5 мА/см², $U_{хх}$ ~ 2,6 В, КПД ~ 27,5 % [6]. Применение таких ФЭП дает выигрыш в удельных энергомассовых характеристиках, имеющих особое значение для энергетических систем КА. Однако для обеспечения необходимых механических характеристик при использовании утоненных ФЭП в составе БС требуется применение облегченных жестких каркасов типа сотовых панелей.

В настоящее время производится проработка нового конструкционного решения в части увеличения полезной площади ФГЧ, а именно, в части создания ФЭП с увеличенными габаритными параметрами для использования таких ФЭП в СБ перспективных КА. Использование ФЭП с увеличенной площадью ФГЧ (общая площадь ФЭП > 50 см²) в сравнении с ФЭП стандартного размера (~ 30 см²) позволит увеличить долю полезной (рабочей, генерирующей) площади СБ (рис. 7). Применение подобных ФЭП будет способствовать уменьшению массы СБ за счет снижения удельной массы коммутационной части, а также увеличению скорости и снижению стоимости сборки за счет сокращения количества сборочных операций. Однако при вариации габаритных размеров ФЭП следует учитывать фактор заполнения ФГЧ СБ. Внешний вид ФЭП модификации XTJ с КПД 29,5 % и внешне аналогичный UTJ с КПД 28,3 %, оба площадью 59,65 см², изготовленные в Spectrolab Inc., показаны на рис. 7, а [22]. Также компания SolAero Technolo-

gies Corp предлагает потребителям ФЭП с увеличенной площадью модификации ZTJ, изображенный на рис. 7, б [23]. Дополнительно этим производителем предлагаются ФЭП площадью $\sim 60\text{--}65\text{ см}^2$ типов ZTJ+ и ZTJ-Ω. Компания Azur Space Solar Power GmbH производит ФЭП площадью $60,36\text{ см}^2$ типа 3G30C, внешний вид которого приведен на рис. 7, в [24].

В настоящее время в АО «НПП «Квант» ведутся работы в направлении разработки ФЭП с площадью $> 50\text{ см}^2$.

Также иностранные производители предлагают ФЭП с увеличенной площадью ФГЧ, изготовленные на подложках большего диаметра (стандартный диаметр Ge-подложек, применяемых при эпитаксиальном росте трехкаскадных ФЭП на основе соединений АПБВ, равен 100 мм) (рис. 8). Внешний вид образца XTJ Prime компании Spectrolab Inc. площадью $\sim 70\text{--}80\text{ см}^2$, толщиной 80–225 мкм, с КПД 30,7 % представлен на рис. 8, а [22].

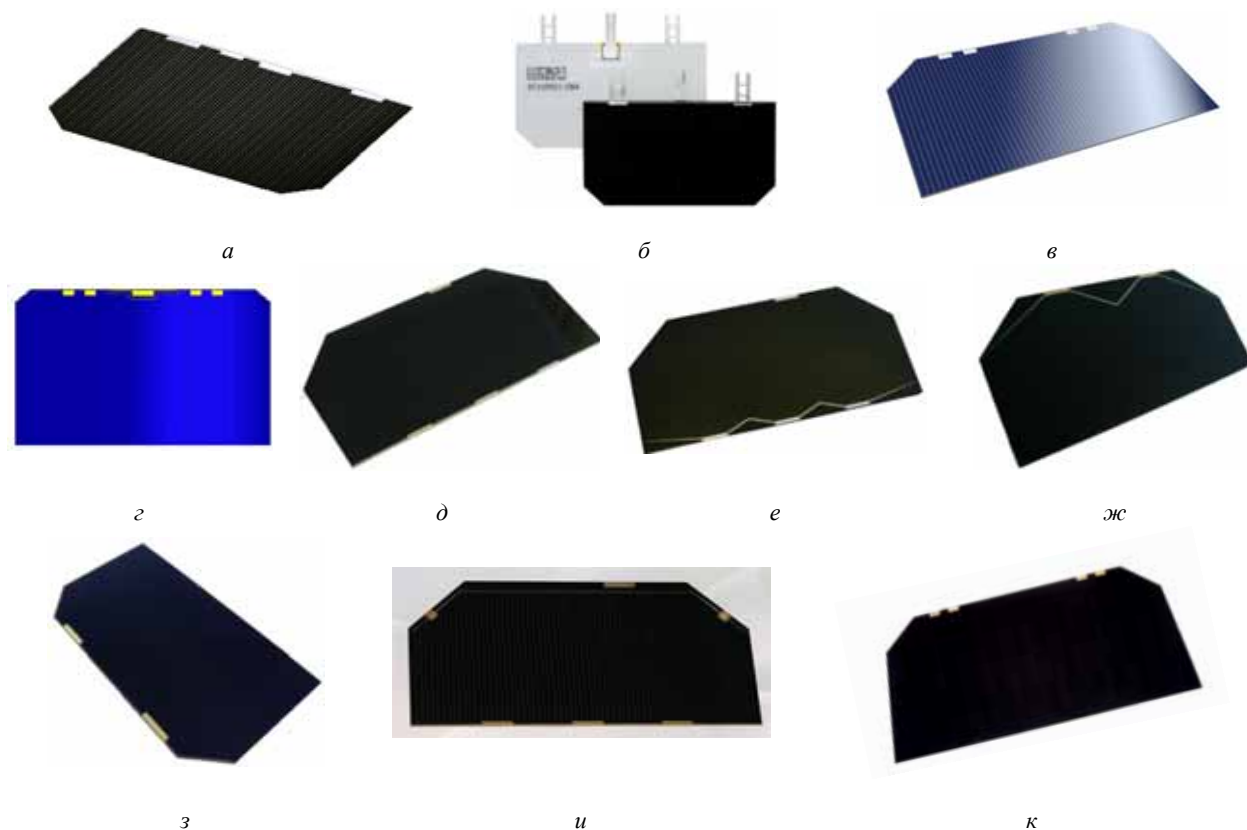


Рис. 6. ФЭП различных производителей типоразмера $\sim 30\text{ см}^2$:
а, б – Spectrolab Inc.; в, г – SolAero Technologies Corp; д–ж – Azur Space Solar Power GmbH;
з – Cesi SpA; и – ПАО «Сатурн»; к – АО «НПП «Квант»

Fig. 6. Solar cell different manufacturers area $\sim 30\text{ см}^2$:
а, б – Spectrolab Inc.; в, г – SolAero Technologies Corp; е–г – Azur Space Solar Power GmbH;
h – Cesi SpA; i – PJSC "Saturn"; j – JSC "RPE "Kvant"

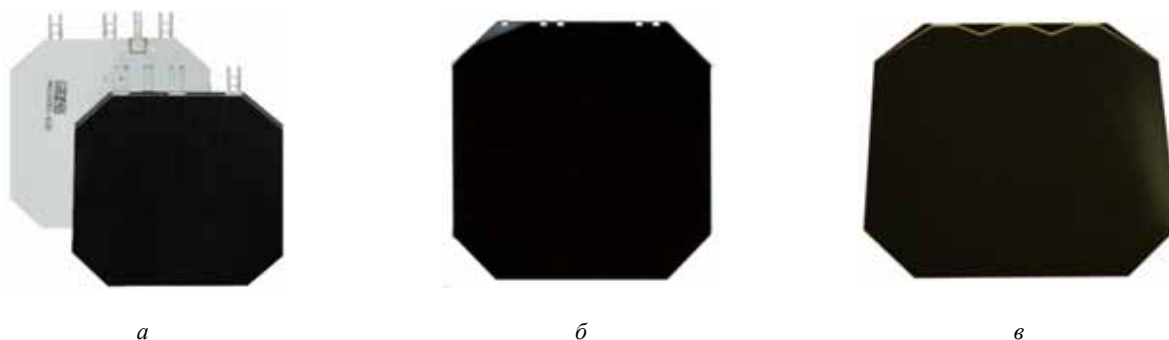


Рис. 7. ФЭП различных производителей с увеличенной площадью ФГЧ $\sim 50\text{ см}^2$:
а – Spectrolab Inc.; б – SolAero Technologies Corp; в – Azur Space Solar Power GmbH

Fig. 7. Solar cell different manufacturers with increased area $\sim 50\text{ см}^2$:
а – Spectrolab Inc.; б – SolAero Technologies Corp; в – Azur Space Solar Power GmbH

Таблица 2

Основные характеристики различных типов трехкаскадных ФЭП на основе соединений InGaP / InGaAs / Ge

Наименование	Основные электрические параметры									Радиационная деградация									Доп. информация
	$I_{кз}$, мА/см ²	$I(P_M)_0$, мА/см ²	$I_{нагр}$, мА/см ²	U_{xx} , В	$U(P_M)_0$, В	$U_{нагр}$, В	FF	КПД _{нагр} , %	КПД, %	1·10 ¹⁴			5·10 ¹⁴			1·10 ¹⁵			
										$I(P_M)/I(P_M)_0$	$U(P_M)/U(P_M)_0$	P_M/P_{M0}	$I(P_M)/I(P_M)_0$	$U(P_M)/U(P_M)_0$	P_M/P_{M0}	$I(P_M)/I(P_M)_0$	$U(P_M)/U(P_M)_0$	P_M/P_{M0}	
Spectrolab Inc, (США) [22]																			
ITJ Solar Cells ¹	16,90	16,00	16,10	2,57	2,27	2,23	0,84	26,5	26,8	1,00	0,94	0,94	0,98	0,90	0,88	0,96	0,88	0,84	(135,3 mW/cm ²) 28 °C, Fluence 1MeV Elec- trons/cm ²
UTJ Solar Cells (^{<32} cm ²) ¹	17,05	16,30	16,40	2,66	2,35	2,31	0,85	28,0	28,3	0,99	0,94	0,93	0,98	0,91	0,89	0,96	0,89	0,86	
UTJ Solar Cells (^{>50} cm ²) ²	17,05	16,30	16,40	2,66	2,30	2,27	0,83	27,5	27,6	0,99	0,94	0,93	0,98	0,91	0,89	0,96	0,89	0,86	
XTJ Solar Cells ^{1,2}	17,76	17,02	17,14	2,63	2,35	2,31	0,85	29,3	29,5	1,00	0,94	0,95	0,99	0,91	0,90	0,95	0,89	0,85	
XTJ Prime ³	18,10	17,40	–	2,72	2,39	–	–	–	30,7	–	–	–	0,99	0,89	–	0,97	0,87	–	
SolAero Technologies, Corp,(США) [23]																			
ATJM (ATJ) Space Solar Cell ¹	17,10	16,20	–	2,60	2,30	–	–	–	27,5	1,00	0,96	0,96	0,96	0,92	0,89	0,94	0,90	0,85	(135,3 mW/cm ²) 28 °C Radiation Performance at 1 MeV Electron Irra- diation
BTJ Space Solar Cell ¹	17,10	16,30	–	2,70	2,37	–	–	–	28,5	1,00	0,97	0,97	0,96	0,92	0,89	0,94	0,90	0,85	
ZTJ+Space Solar Cell ^{1,2,3}	17,11	16,65	–	2,69	2,39	–	–	–	29,4	–	–	–	0,99	0,92	0,91	0,97	0,90	0,87	
ZTJ Space Solar Cell ^{1,2,3}	17,40	16,50	–	2,73	2,41	–	–	–	29,5	0,99	0,97	0,96	0,96	0,93	0,90	0,94	0,91	0,85	
ZTJM Space Solar Cell ¹	17,10	16,50	–	2,72	2,38	–	–	–	29,0	0,99	0,97	0,96	0,96	0,93	0,90	0,94	0,91	0,85	
ZTJ-Ω Space Solar Cell ^{1,2,3}	17,41	16,80	–	2,73	2,43	–	–	–	30,2	–	–	–	–	–	–	–	–	–	
Azur Space Solar Power Gmbh (Германия) [24]																			
TJ Solar Cell 3G30C – Advanced Grid system with 2 contact pads ¹	17,24	16,71	16,73	2,70	2,41	2,35	–	–	29,5	–	–	–	0,99	0,95	0,94	0,96	0,93	0,90	(1367 W/m ²) 28 °C Fluence 1MeV Electrons/cm ²
TJ Solar Cell 3G30C – Advanced (large area 120 mm × 60 mm) ³	17,25	16,68	16,75	2,70	2,41	2,35	–	–	29,4	–	–	–	0,99	0,95	0,94	0,97	0,93	0,90	
TJ Solar Cell 3G30C – Advanced (large area 80 mm × 80 mm) ²	17,25	16,68	16,73	2,70	2,41	2,35	–	–	29,4	–	–	–	0,99	0,95	0,94	0,97	0,93	0,90	

Окончание табл. 2

Наименование	Основные электрические параметры									Радиационная деградация									Доп. информация
	$I_{кз}$, мА/см ²	$I(P_{м})_0$, мА/см ²	$I_{нагр}$, мА/см ²	$U_{хх}$, В	$U(P_{м})_0$, В	$U_{нагр}$, В	FF	КПД _{нагр} , %	КПД, %	1·10 ¹⁴			5·10 ¹⁴			1·10 ¹⁵			
										$I(P_{м})/I(P_{м})_0$	$U(P_{м})/U(P_{м})_0$	$P_{м}/P_{м0}$	$I(P_{м})/I(P_{м})_0$	$U(P_{м})/U(P_{м})_0$	$P_{м}/P_{м0}$	$I(P_{м})/I(P_{м})_0$	$U(P_{м})/U(P_{м})_0$	$P_{м}/P_{м0}$	
TJ Solar Cell 3G30C – Advanced Grid system with 3 contact pads ¹	17,24	16,71	16,73	2,70	2,41	2,35	–	–	29,8	–	–	–	0,99	0,93	0,94	0,96	0,93	0,90	
TJ Solar Cell 3G28C ¹	16,77	16,14	16,07	2,67	2,37	2,30	–	–	28,0	–	–	–	0,97	0,94	0,91	0,94	0,93	0,87	
Cesi SpA (Италия) [25]																			
CTJ30 (area 26,5 см ²) ¹	17,85	17,17	–	2,60	2,32	–	–	–	29,5	0,99	0,98	0,97	0,96	0,95	0,91	0,91	0,93	0,84	AM0 30 °C
CTJ30 (area 30,15 см ²) ¹	17,84	17,15	–	2,61	2,33	–	–	–	29,5	0,99	0,98	0,97	0,96	0,95	0,91	0,91	0,93	0,84	AM0 30 °C
ПАО «Сатурн» (Российская Федерация) [26]																			
ФЭП ¹	16,80	16,10	–	2,67	2,37	–	–	–	28,0	–	–	–	0,95	0,94	0,92	0,94	0,93	0,88	AM0 (1360 Вт/м ²) 28 °C
АО «НПП «Квант» (Российская Федерация)																			
ФЭП (по данным 2017 г.) ¹	17,36	16,45	17,03	2,70	2,35	1,90	0,83	–	28,4	–	–	–	–	–	–	–	–	–	AM0 (1366 Вт/м ²) 25 °C

Примечания:

¹ – ФЭП наиболее распространенного типоразмера площадью ~ 30 см²;

² – ФЭП с увеличенными габаритными параметрами площадью ~ 50–60 см²;

³ – ФЭП с увеличенными габаритными параметрами на подложках большего диаметра ~ 70–80 см².

SolAero Corp Technologies предлагает ФЭП типа ZTJ, показанный на рис. 8, б [23]. Также SolAero Corp Technologies предлагает ФЭП увеличенной площади ($\sim 70\text{--}80\text{ см}^2$), изготовленные на подложках диаметром более 100 мм с полупроводниковыми эпитаксиальными структурами типов ZTJ+ и ZTJ-Ω.

Компания Azur Space Solar Power GmbH выпускает ФЭП площадью $68,76\text{ см}^2$ толщиной 230 мкм из эпитаксиальных структур типа 3G30C. Внешний вид такого ФЭП показан на рис. 8, в [24].

Фотоэлектрические преобразователи на основе соединений АШВВ для преобразования концентрированного излучения. Несмотря на свою высокую стоимость, каскадные ФЭП нашли применение в наземных условиях в установках преобразования концентрированного солнечного излучения благодаря эффекту кратного увеличения тока генерации с ростом плотности излучения, что позволяет использовать ФЭП значительно меньшего размера [16].

Применение ФЭП для концентрированного излучения (КФЭП) представляется возможным для энергоснабжения КА в дальнем космосе, где ослаблено солнечное излучение, а также для мощных энергетических установок планетарных станций, при решении целого ряда инженерных задач, таких как разработка и создание конструкций для точного ориентирования

оптической системы, а также конструкций для оптической системы и системы теплообмена.

Серийным выпуском КФЭП занимаются SolAero Technologies Corp (США), Spectrolab Inc (США), AZUR SPACE Solar Power GmbH (Германия), CESI SpA (Италия). Основные электрические параметры различных типов InGaP / InGaAs / Ge КФЭП, выпускаемых указанными изготовителями, приведены в табл. 3.

На рис. 9 проиллюстрирован внешний вид трехкаскадных InGaP / InGaAs / Ge КФЭП, перечисленных в табл. 3.

В АО «НПП «Квант» направление изготовления КФЭП на основе соединений АШВВ находится в стадии разработки. Создана опытная технология изготовления КФЭП и получены экспериментальные образцы с габаритными параметрами $0,65 \times 0,57\text{ см}$ и $0,99 \times 1,07\text{ см}$. Эффективность преобразования солнечного излучения при концентрациях 50 солнц составляет 33–37 % ($0\text{ }^{\circ}\text{C}$, AM0), а в температурном диапазоне от $-190\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ достигает 38 %.

Несколько особняком находится направление по разработке приборов для преобразования монохроматического (лазерного) излучения. В работах [27; 28] рассматриваются перспективы использования таких преобразователей для беспроводной передачи энергии, в том числе и в космическом пространстве.

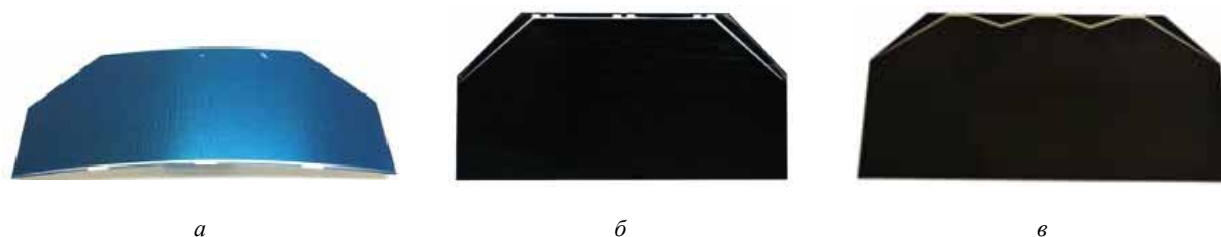


Рис 8. ФЭП различных производителей с увеличенными габаритными размерами на подложках большего диаметра: а – Spectrolab Inc.; б – SolAero Technologies Corp; в – Azur Space Solar Power GmbH

Fig. 8. Solar cell different manufacturers with increased area fabricated on substrates of larger diameter: а – Spectrolab Inc.; б – SolAero Technologies Corp; в – Azur Space Solar Power GmbH

Таблица 3

Основные характеристики различных типов КФЭП на основе соединений InGaP / InGaAs / Ge

Наименование	$J_{\text{кз}}$, А/см ² ($I_{\text{кз}}$, А)	$U_{\text{хх}}$, В	$J(P_{\text{м}})_0$, А/см ² ($I(P_{\text{м}})_0$, А)	$U(P_{\text{м}})_0$, В	КПД($P_{\text{м}})_0$, %	КПД, %	FF, %	Размеры, мм	Мощность излучения, Вт/см ² (спектр)
Spectrolab Inc, (США) [22]									
CPV Dense Array Solar Cells	6,950	3,170	6,760	2,940	38,8		87,1	14,19×9,90	50 (ASTM G173-03 spectrum)
CPV Small Aperture Point Focus Solar Cell	6,950	3,170	6,760	2,940	38,8		87,1	31,5×31,5 ($\varnothing = 30$); 14,4×14,4 ($\varnothing = 13$)	
CPV Point Focus Solar Cells	7,190	3,210	6,830	2,870	39,2			10×9,9; 9,299×9,299; 8,854×8,640; 5,547×5,542	50 (ASTM G173-03 slow AOD spectrum)
C3P5 Improved CPV Technology					39,5			5,977×5,591	

Наименование	$J_{кз}$, А/см ² ($I_{кз}$, А)	U_{xx} , В	$J(P_m)_0$, А/см ² ($I(P_m)_0$, А)	$U(P_m)_0$, В	КПД($P_m)_0$, %	КПД, %	FF, %	Размеры, мм	Мощность излучения, Вт/см ² (спектр)
CPV Point Focus Solar Cells	7,533	3,125	7,249	2,762	40,0		85,1	10,0×9,9; 9,299×9,299; 8,854×8,640; 5,547×5,542	50 (ASTM G173- Di- rect Low- AOD Spec- trum)
SolAero Technologies, Corp. (США) [23]									
CTJ Photovoltaic Cell	6,480	3,190	6,34	2,760	39,6			10,680×10,075	50
Azur Space Solar Power Gmbh (Германия) [24]									
Concentrator Triple Junction Solar Cell 3C42 (MC/Air ×250)	(0,36)	3,020	(0,35)	2,800		42,8	90,1	3×3	(ASTM G173-03)
	(1,16)	3,070	(1,14)	2,820		42,0	90,1	5,5×5,5	
	(3,79)	3,070	(3,71)	2,800		41,4	89,4	10×10	
Concentrator Triple Junction Solar Cell 3C44 (MC/Air ×250)	(0,37)	3,050	(0,36)	2,800		44,0	89,4	3×3	(ASTM G173-03)
	(1,19)	3,080	(1,17)	2,800		42,9	89,5	5,5×5,5	
	(3,85)	3,060	(3,77)	2,800		42,1	89,9	10×10	
Cesi SpA (Италия) [25]									
Triple-Junction Solar Cell for Terrestrial Applications (CCTJ40)	7,400	3,100				39,1	86,0	10,92×10,06	(AM1,5D, LOW AOD, T = 25 °C)

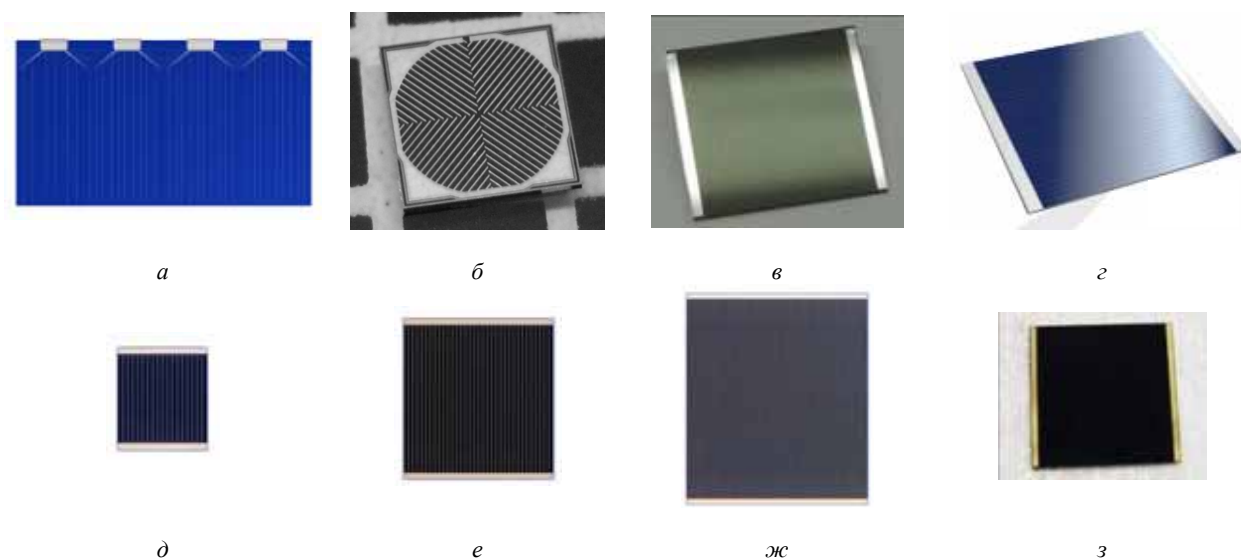


Рис. 9. Внешний вид различных типов InGaP / InGaAs / Ge КФЭП [22–25]:

a – CPV Dense Array Solar Cells (Spectrolab Inc. (США)); *б* – CPV Small Aperture Point Focus Solar Cell (Spectrolab Inc. (США));
в – CPV Point Focus Solar Cells, C3P5 Improved CPV Technology, CPV Point Focus Solar Cells (Spectrolab Inc. (США));
г – CTJ Photovoltaic (SolAero Technologies, Corp. (США)); *д* – Concentrator Triple Junction Solar Cell 3C42 и Concentrator Triple
Junction Solar Cell 3C44 с размерами 3 × 3 мм (AZUR SPACE Solar Power GmbH (Германия)); *е* – Concentrator Triple Junction
Solar Cell 3C42 и Concentrator Triple Junction Solar Cell 3C44 с размерами 5,5 × 5,5 мм (AZUR SPACE Solar Power GmbH
(Германия)); *ж* – Concentrator Triple Junction Solar Cell 3C42 и Concentrator Triple Junction Solar Cell 3C44
с размерами 10 × 10 мм (AZUR SPACE Solar Power GmbH (Германия)); *з* – Triple-Junction Solar Cell
for Terrestrial Applications (CCTJ40) (Cesi SpA (Италия))

Fig. 9. Appearance of different types of InGaP / InGaAs / Ge solar cell for concentrated radiation [22–25]:

a – CPV Dense Array Solar Cells (Spectrolab Inc. (USA)); *b* – CPV Small Aperture Point Focus Solar Cell (Spectrolab Inc. (USA));
c – CPV Point Focus Solar Cells, C3P5 Improved CPV Technology, CPV Point Focus Solar Cells (Spectrolab Inc. (USA));
d – CTJ Photovoltaic (SolAero Technologies, Corp.(USA)); *e* – Concentrator Triple Junction Solar Cell 3C42 and Concentrator Triple
Junction Solar Cell 3C44 with dimensions 3 × 3 mm (AZUR SPACE Solar Power GmbH (Germany)); *f* – Concentrator Triple Junction
Solar Cell 3C42 and Concentrator Triple Junction Solar Cell 3C44 with dimensions 5,5 × 5,5 mm (AZUR SPACE Solar Power GmbH
(Germany)); *g* – Concentrator Triple Junction Solar Cell 3C42 and Concentrator Triple Junction Solar Cell 3C44
with dimensions 10 × 10 mm (AZUR SPACE Solar Power GmbH (Germany)); *h* – Triple-Junction Solar Cell
for Terrestrial Applications (CCTJ40) (Cesi SpA (Italy))

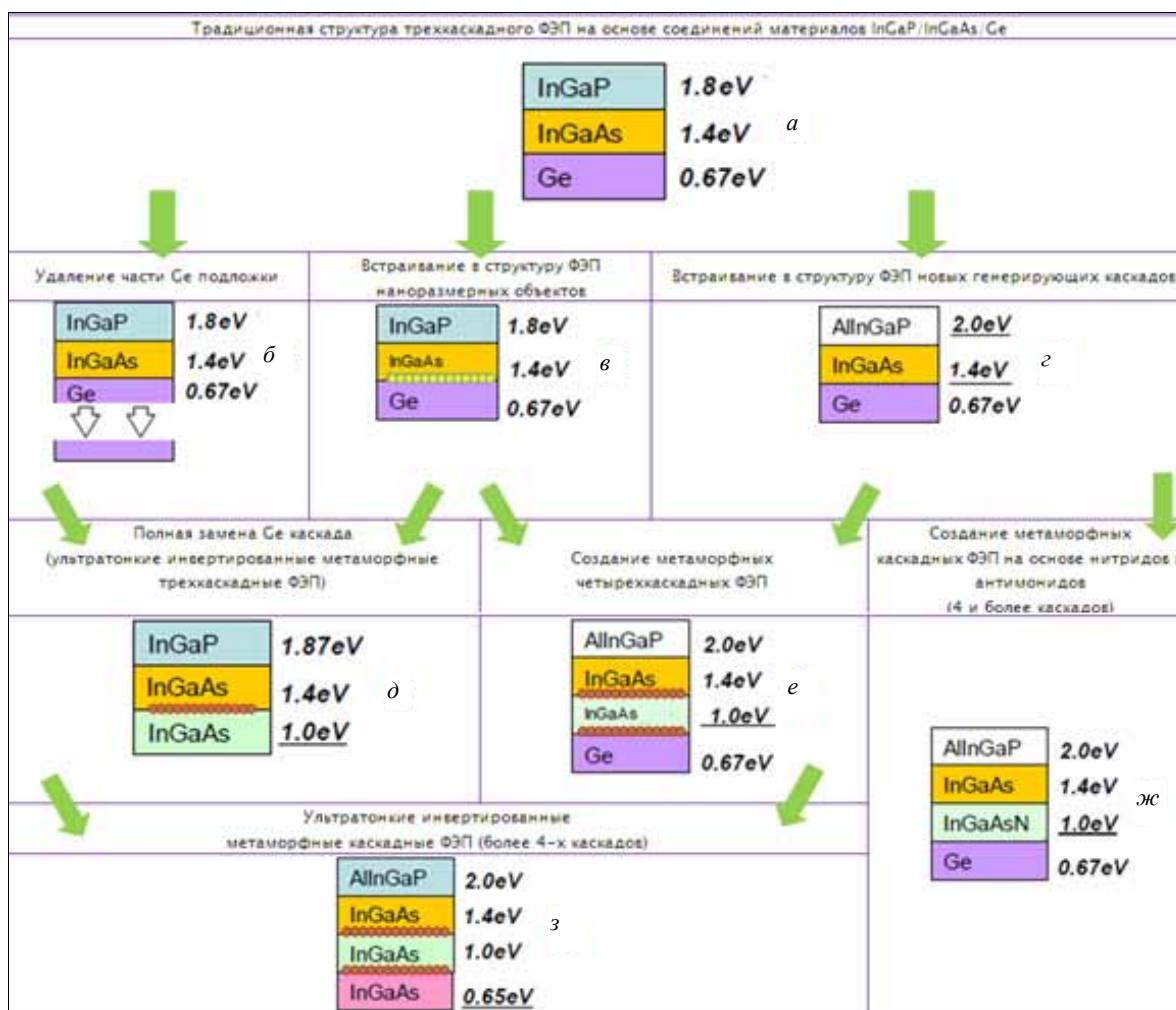


Рис. 10. Направления улучшения энергетических и энергомассовых характеристик InGaP / InGaAs / Ge ФЭП [29–31]: *a* – традиционная структура трехкаскадного ФЭП на основе соединений материалов InGaP / InGaAs / Ge; *b* – удаление части Ge-подложки; *c* – встраивание в структуру ФЭП наноразмерных объектов; *d* – встраивание в структуру ФЭП новых генерирующих каскадов; *e* – полная замена Ge-каскада (ультратонкие инвертированные метаморфные трехкаскадные ФЭП); *f* – создание метаморфных четырехкаскадных ФЭП; *g* – создание метаморфных каскадных ФЭП на основе нитридов и антимонидов (4 и более каскадов); *h* – ультратонкие инвертированные метаморфные каскадные ФЭП (более 4-х каскадов)

Fig. 10. Directions for improving the energy and energy-mass features of the InGaP / InGaAs / Ge solar cells [29–31]: *a* – traditional structure of a triple junction solar cell based on InGaP / InGaAs / Ge materials; *b* – removal of a part of the Ge substrate; *c* – integration of nanoscale objects into the solar cell structure; *d* – integration of new generating junctions into the solar cell structure; *e* – complete replacement of Ge junction (ultrathin inverted metamorphic triple junction solar cell); *f* – creation of metamorphic four junction solar cell; *g* – creation of metamorphic multijunctions solar cells based on nitrides and antimonides (four or more junctions); *h* – ultrathin inverted metamorphic multijunctions solar cells (four or more junctions)

Такие элементы предназначены для работы с потоками излучения высокой плотности и в связи с этим имеют схожие конструктивные особенности с КФЭП. Основные отличия этих ФЭП связаны с оптимизацией АОП и генерирующей структуры ФЭП для работы в узком спектральном диапазоне.

Направления улучшения характеристик полупроводниковой структуры ФЭП на основе соединений АПВВ. До некоторого времени считалось, что существует два направления улучшения характеристик ФЭП на основе соединений АПВВ. Первым направлением является оптимизация находящейся в стадии практической эксплуатации структуры InGaP / InGaAs / Ge ФЭП за счет достижения более высокой равномерности по составу, уровню легиро-

вания и толщине, а также согласования слоев применительно ко всей площади прибора. К этому направлению относятся и работы по улучшению энергомассовых характеристик [6] за счет снижения толщины не участвующей в генерации части германиевой подложки. Второе направление заключается в модификации структуры с помощью встраивания различных наноразмерных и наноструктурных элементов – РБО, квантовых точек, квантовых ям, с постепенным переходом к структурам с большим количеством каскадов, оптимизированным по спектральной чувствительности. Однако первое направление на настоящий момент в большей степени реализовано, и, наблюдая за общей активностью в данной области, следует говорить о смещении приоритетов в сторону

реализации модификации структуры InGaP / InGaAs / Ge ФЭП.

В общем виде идеология возможных модификаций полупроводниковой структуры современных каскадных ФЭП для повышения их энергетических и энергомассовых характеристик приведена на рис. 10, где схематично проиллюстрированы основные изменения конструкций и технологий изготовления модифицированных ФЭП, предложенные различными научными группами в работах [29–32].

Долгое время успехи и достижения в области того или иного уровня модификаций (из представленных на рис. 10) носили характер единичных лабораторных образцов, и не имелось каких-либо подтверждений промышленного производства ФЭП данных типов. Тем не менее, предложенная недавно новая технология эпитаксиального роста слоев со значительно отличающимися параметрами решетки с помощью переходных слоев, называемых метаморфными, позволила расширить набор полупроводниковых соединений, которые могут быть использованы в модифицированных ФЭП. Технологии роста метаморфных структур и инвертированных метаморфных структур позволят создавать трехкаскадные сверхтонкие ФЭП, а также ФЭП с четырьмя и более каскадами. Ожидается, что реализация этих направлений позволит достичь качественного скачка в повышении эффективности преобразования солнечной энергии, сравнимого с таковым при переходе к каскадным структурам (см. рис. 1).

Заключение. Приведенные данные показывают, что за сравнительно небольшой промежуток времени (с начала 50-х г. XX в.) развитие научных знаний о физике полупроводников и полупроводниковых приборов, физике космоса, материаловедении и эволюция технологий позволили сделать значительный шаг по совершенствованию ФЭП космического назначения и добиться высоких значений основных критических свойств этих приборов, таких как эффективность преобразования, диапазон рабочих температур, радиационная стойкость и срок активного существования. Во многом это было связано с переходом от кремния в качестве основного материала генерирующей полупроводниковой структуры к арсениду галлия и последующему развитию в направлении применения каскадных гетероструктур на основе соединений AIII BV.

Так, достигнутый в массовом производстве уровень параметров ФЭП на основе ставшей традиционной гетероструктуры InGaP / InGaAs / Ge большинства мировых производителей составляет для солнечного спектра AM0 КПД от 26 до 30 %, ток короткого замыкания в среднем – 17 мА/см² для ФЭП площадью ~ 30 см², а для ФЭП с увеличенными габаритными размерами – до 18 мА/см², при этом значение напряжения не превышает 2,7 В. Срок активного существования для таких ФЭП на большинстве используемых орбит – 15 лет.

Вместе с тем работы по достижению высоких характеристик и совершенствованию структуры ФЭП (преимущественно полупроводниковой) привели к значительному усложнению технологии их изготовления, что в настоящий момент несколько сдерживает

дальнейший качественный рост параметров ФЭП. Ведутся работы по другим направлениям, например, по увеличению фотоактивной площади, что стало возможным благодаря достижению высокой однородности на всей площади слоев эпитаксиальной структуры. Это сокращает количество необходимых коммутаций и сборочных процессов при изготовлении СБ. Также перспективны работы по сокращению толщины не используемой в генерации части подложки. Результаты этих работ дают выигрыш в удельных энергомассовых характеристиках, имеющих особое значение для энергетических систем КА. Однако наибольший выигрыш в весовых характеристиках солнечной космической батареи, а также обеспечение необходимых механических свойств при использовании утоненных ФЭП может быть достигнуто только при применении сотовых каркасов.

Другим специфическим направлением, требующим проведения значительных работ по оптимизации всей конструкции ФЭП (АОП, габаритных размеров и контактной структуры), а также проработки соответствующей части СБ является создание ФЭП для преобразования концентрированного излучения. Их применение в космосе во многом ограничивается необходимостью создания системы концентрирования и эффективной системы теплоотвода, что в условиях космического пространства проблематично и ведет к значительному приросту массы энергосистемы КА. Тем не менее, эти системы стоит рассматривать как перспективу для мощных энергоустановок (например, планетарных станций) и аппаратов дальнего космоса.

Библиографические ссылки

1. «Квант»: энергия победы. Документально-публицистическое издание. М. : МАКД, 2009. 183 с.
2. Лебедев А. А., Слыщенко Е. В. История создания систем энергообеспечения изделий ракетно-космической техники // Инновационный арсенал молодежи : Тр. VI науч.-техн. конф. (27–29 мая 2015, г. Санкт-Петербург) / гл. ред. А. П. Ковалев ; ФГУП «КБ «Арсенал» ; Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2015. С. 365–368.
3. Слыщенко Е. В., Лебедев А. А., Вагапова Н. Т. Современное состояние солнечных элементов космического назначения на основе соединений A3B5 // Тезисы докладов XX науч.-техн. конф. молодых ученых и специалистов ОАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва» (10–14 нояб. 2014, г. Королёв) / ОАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва». Королев, 2014. С. 466–467.
4. Н. С. Лидоренко – Главный конструктор космических энергосистем [Электронный ресурс] // информационный сайт Академии исследований пространства. URL: <http://www.lidorenko.ru/ns009.htm> (дата обращения: 10.02.2015).
5. Алфёров Ж. И., Андреев В. М., Румянцев В. Д. Тенденции и перспективы развития солнечной фотоэнергетики // Физика и техника полупроводников. 2004. Т. 38, вып. 8. С. 937–948.
6. Улучшение энергомассовых характеристик гетеропереходных трехкаскадных фотопреобразовате-

лей космического назначения / М. Б. Каган [и др.] // Электронные и электромеханические системы и устройства : сб. науч. тр. Томск : Изд-во Томского политехнического университета, 2016 С. 411–416.

7. Наумова А. А. Определение параметра решетки тонких монокристаллических эпитаксиальных слоев $A_xB_{1-x}C$ на Ge-подложке. М. : ФГАОУ ВО НИТУ «МИСиС» : ИНМиН, 2016. 103 с.

8. Интернет-база данных Физико-технического института им. А. Ф. Иоффе Российской академии наук [Электронный ресурс]. URL: <http://www.matprop.ru> (дата обращения: 13.09.2017).

9. Пат. 2382439 Российская Федерация, МПК⁵¹ H 01 L 31/0304. Каскадный фотопреобразователь и способ его изготовления / Андреев В. М., Калужный Н. А., Лантратов В. М. и др. ; заявл. 05.06.2008 ; опубл. 20.02.2010, Бюл. № 5. 35 с.

10. Система контроля параметров эпитаксиального роста полупроводниковых наногетероструктур солнечных элементов космического назначения / А. А. Лебедев [и др.] // Автономная энергетика: технический прогресс и экономика. 2013. № 31. С. 15–24.

11. Модель космоса : науч.-информ. изд. В 2 т. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов / под ред. М. И. Панасюка, Л. С. Новикова. М. : КДУ, 2007. 1144 с.

12. Многопереходные солнечные элементы с брэгговскими отражателями на основе структур GaInP / GaInAs / Ge / В. М. Емельянов [и др.] // Физика и техника полупроводников. 2010. Т. 44, вып. 12. С. 1649–1654.

13. Скачков А. Ф. Перспективы применения распределенного брэгговского отражателя $Al_{10}Ga_{90}As$ / $Al_{80}Ga_{20}As$ в структуре многопереходного солнечного элемента // Новые материалы и технологии в ракетно-космической и авиационной технике : сб. материалов молодежной конференции (июнь 2013, г. Королев, Московская область) / под общ. ред. А. Н. Белоусова, Б. И. Крючкова, О. С. Гордиенко и др. ; ИПК «Машприбор». Королёв, 2013. С. 168–171.

14. Лебедев А. А., Цынкин С. А., Леднев А. М. Модуль расчёта структуры распределённого брэгговского отражателя системы сопровождения технологии изготовления солнечных элементов на основе соединений AZB5 // Тезисы докладов XXI науч.-техн. конф. молодых ученых и специалистов ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва» (30 окт. – 3 нояб. 2017, г. Королев) : в 2 т. / ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва». Королев, 2017. С. 114–115.

15. Резонансное отражение света периодической системой экситонов в квантовых ямах GaAs / AlGaAs / В. В. Чалдышев [и др.] // Физика и техника полупроводников. 2012. Т. 46, вып. 8. С. 1039–1042.

16. Андреев В. М., Грилихес В. А., Румянцев В. Д. Фотоэлектрическое преобразование концентрированного солнечного излучения. Л. : Наука, 1989. 310 с.

17. Наумова А. А., Вагапова Н. Т., Лебедев А. А. Построение модели и проведение расчета омических и оптических потерь в современных солнечных элементах на основе гетероструктур InGaP / InGaAs / Ge // Тезисы докладов XXI науч.-техн. конф. молодых ученых и специалистов ПАО «РКК «Энергия» им.

С. П. Королёва» (30 окт. – 3 нояб. 2017, г. Королев) : в 2 т. / ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва». Королев, 2017. С. 130–131.

18. Macleod A. Thin-film optical filters. 2nd ed. Bristol : Adam Hilger Ltd, 1986.

19. Design and fabrication of multi-layer antireflection coating for III-V solar cell / S. Jung [et al.] // Current Applied Physics. 2011. Vol. 11. P. 538–541.

20. Emcore Photovoltaics / М. А. Stan [at al.] // Proceedings of 3rd World Conference on Photovoltaic Energy Conversion (May 11–18, 2003 Osaka, Japan) / Arisumi Printing Inc. Osaka, 2003. Vol. C.

21. Генали М. А., Лебедев А. А., Вагапова Н. Т. Исследование просветляющего покрытия Ta_2O_5 / SiO_2 , повышающего эффективность трехкаскадных солнечных элементов космического назначения // Тезисы докладов XXI науч.-техн. конф. молодых ученых и специалистов ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва» (30 окт. – 3 нояб. 2017, г. Королев) : в 2 т. / ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва». Королев, 2017. С. 83–84.

22. Официальный сайт Spectrolab Inc. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.spectrolab.com/solarcells.htm> (дата обращения: 10.11.2017).

23. Официальный сайт SolAero Technologies [Электронный ресурс]. URL: <https://solaerotech.com/products/space-solar-cells-coverglass-interconnected-cells-cic/> (дата обращения: 10.11.2017).

24. Официальный сайт AZUR SPACE Solar Power GmbH [Электронный ресурс]. URL: <http://www.azurspace.com/index.php/en/products/product-s-space/space-solar-cells> (дата обращения: 13.11.2017).

25. Официальный сайт CESI S.p.A [Электронный ресурс]. URL: https://www.cesi.it/services/solar_cells/Pages/Solar-cells-for-space-applications.aspx (дата обращения: 13.11.2017).

26. Официальный сайт ПАО «Сатурн» [Электронный ресурс]. URL: <http://saturn-kuban.ru/produktiya/solnechnye-batarei/fotoelektricheskie-preobrazovateli/> (дата обращения: 13.11.2017).

27. Exploration of ISS transport vehicles solar arrays usage as receivers of infrared laser radiation / O. Zayats [et al.] // Proceedings of 26th European Photovoltaic Solar Energy Conference and Exhibition. Hamburg, 2011. P. 774–777.

28. Экспериментальное исследование возможности использования кремниевых и арсенид-галлиевых солнечных батарей космических аппаратов для приема энергии лазерного ИК-излучения / В. А. Богущевская [и др.] // Известия РАН. Энергетика. 2012. № 2. С. 10–17.

29. Solar cell generations over 40 % efficiency / R. R. King [et al.] // Prog. Photovolt : Res. Appl. 2012. Vol. 20. P. 801–815.

30. Jain N. Heterogeneous integration of III-V multi-junction solar cells on Si substrate: cell design & modeling, epitaxial growth & fabrication: Dissertation submitted to the faculty of the Virginia Polytechnic Institute and State University in partial fulfillment of the requirements for the degree of Doctor of Philosophy In Electrical Engineering. Blacksburg, VA, 2015. 180 p.

31. Status of four-junction cell development at fraunhofer ISE / D. Lackner [et al.] // E3S Web of Conferences 16. 2017. Vol. 16. P. 1–6.

32. Takamoto T. Status of Multijunction Solar Cells and Future Development // CS MANTECH Conference. Tampa, Florida, 2009. P. 1–4.

References

1. “Kvant”: *energiya pobedy*. [“Kvant”: the energy of victory]. Moscow, MAKD Publ., 2009. 183 p.

2. Lebedev A. A., Slyshchenko E. V. [History of the creation of power supply systems for missile and space equipment]. *Innovatsionnyy arsenal molodezhi: trudy VI molodezhnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii* [Innovative arsenal of youth: works of VI youth scientific and technical conference]. St. Petersburg, 2015, P. 365–368 (In Russ.).

3. Slyshchenko E. V., Lebedev A. A., Vagapova N. T. [The current state of solar cells of space appointment on the basis of the materials A3B5]. *Tezisy dokladov XX Nauchno-tekhnicheskoy konferentsii molodykh uchenykh i spetsialistov OAO “RKK “Energiya” im. S. P. Koroleva*” [Theses of reports of the XX Scientific and technical conference of young scientists and specialists JSC RSC Energia of S. P. Korolyov] Korolyov, 2014, P. 466–467 (In Russ.).

4. *Informatsionnyy sayt Akademii Issledovaniy Prostranstva*. N. S. Lidorenko. Glavnyy konstruktor kosmicheskikh energosistem [Information site of the Academy of Space Research. N. S. Lidorenko. Chief Designer of Space Power Systems] (In Russ). Available at: <http://www.lidorenko.ru/ns009.htm> (accessed 10.02.2015).

5. Alferov Zh. I., Andreev V. M., Rumyantsev V. D. [Trends and prospects for the development of solar photovoltaics]. *Fizika i tekhnika poluprovodnikov*. 2004, Vol. 38, Iss. 8, P. 937–948 (In Russ.).

6. Kagan M. B., Zhalnin B. V., Vagapova N. T. et al. [Improving the energy-mass characteristics of heterojunction three-stage solar cells for space purposes]. *Elektronnye i elektromekhanicheskie sistemy i ustroystva: sbornik nauchnykh trudov*. 2016, P. 411–416 (In Russ.).

7. Naumova A. A. *Opredelenie parametra reshetki tonkikh monokristallicheskikh epitaksial'nykh sloev $A_xB_{1-x}C$ na Ge podlozhke* [Determination of the lattice parameter of thin single-crystal epitaxial layers of $A_xB_{1-x}C$ on a Ge substrate]. Moscow, MISiS, INMiN Publ., 2016, 103 p. (In Russ.).

8. *Internet baza dannykh Fiziko-tekhnicheskogo instituta im. A. F. Ioffe Rossiyskoy akademii nauk* [Internet database of the Physico-Technical Institute. A.F. Ioffe Russian Academy of Sciences]. Available at: <http://www.matprop.ru> (accessed 13.09.2017).

9. Andreev V. M., Kalyuzhnyy N. A., Lantratov V. M. et al. *Kaskadnyy fotopreobrazovatel' i sposob ego izgotovleniya* [Cascade solar cell and method of its production]. Patent RF, No 2382439, 2010.

10. Lebedev A. A., Tsynikin S. A., Lednev A. M. et al. [System for monitoring the parameters of epitaxial growth of semiconductor nanoheterostructures of solar cells for space applications]. *Avtonomnaya energetika: tekhnicheskii progress i ekonomika*. 2013, Vol. 31, P. 15–24 (In Russ.).

11. *Model' kosmosa: Nauchno-informatsionnoe izdanie: V 2 t. / Pod redaktsiyey M. I. Panasyuka, L. S. Novikova. T. 2: Vozdeystvie kosmicheskoy sredy na materialy i oborudovanie kosmicheskikh apparatov*. [Space model: Scientific and information edition: in 2 vol. Under M. I. Panasyuk, L. S. Novikov's edition. Vol. 2: Impact of the space environment on materials and equipment of spacecrafts]. Moscow, KDU Publ., 2007, 1144 p.

12. Emel'yanov V. M., Kalyuzhnyy N. A., Mintairov S. A. et al. [Multi-transitional solar cells with Bragg reflectors based on GaInP/GaInAs/Ge structures]. *Fizika i tekhnika poluprovodnikov*. 2010, Vol. 44, Iss.12, P. 1649–1654 (In Russ.).

13. Skachkov A. F. [Prospects for the application of the distributed Bragg reflector Al₁₀Ga₉₀As/Al₈₀Ga₂₀As in the structure of a multi solar cell]. *Sbornik materialov molodezhnoy konferentsii “Novye materialy i tekhnologii v raketno-kosmicheskoy i aviatsionnoy tekhnike”* [Collection of materials of the youth conference “New Materials and Technologies in Rocket-Space and Aviation Engineering”]. Korolev, 2013, P. 168–171 (In Russ.).

14. Lebedev A. A., Tsynikin S. A., Lednev A. M. [Module for calculating the structure of a distributed Bragg reflector of the support system for manufacturing solar cells based on A3B5 connections]. *Tezisy dokladov XXI Nauchno-tekhnicheskoy konferentsii molodykh uchenykh i spetsialistov PAO “RKK “Energiya” im. S. P. Koroleva” v 2 t.* [Theses of the reports of the XXI Scientific and Technical Conference of Young Scientists and Specialists PJSC “RSC Energia” them. S. P. Korolev” in 2 vol.]. Korolev, 2017, P. 114–115 (In Russ.).

15. Chaldyshev V. V., Kundeleev E. V., Nikitina E. V. et al. [Resonant reflection of light by a periodic system of excitons in GaAs/AlGaAs quantum wells]. *Fizika i tekhnika poluprovodnikov*. 2012, Vol. 46, P. 1039–1042 (In Russ.).

16. Andreev V. M., Grilikhes V. A., Rumyantsev V. D. *Fotoelektricheskoe preobrazovanie kontsentrirrovannogo solnechnogo izlucheniya* [Photoelectric conversion of concentrated solar radiation]. St. Petersburg, Nauka Publ., 1989, 310 p.

17. Naumova A. A., Vagapova N. T., Lebedev A. A. [Modeling and calculation of ohmic and optical losses in modern solar cells based on InGaP/InGaAs/Ge heterostructures]. *Tezisy dokladov XXI Nauchno-tekhnicheskoy konferentsii molodykh uchenykh i spetsialistov PAO “RKK “Energiya” im. S. P. Koroleva” v 2 t.* [Theses of the reports of the XXI Scientific and Technical Conference of Young Scientists and Specialists PJSC “RSC Energia” them. S. P. Korolev” in 2 vol.]. Korolev, 2017, P. 130–131 (In Russ.).

18. Macleod A. Thin-film optical filters, 2nd ed. Bristol : Adam Hilger Ltd, 1986.

19. Jung S., Kim Y., Kim S. et al. Design and fabrication of multi-layer antireflection coating for III-V solar cell. *Current Applied Physics*. 2011, Vol. 11, P. 538–541.

20. Mark A. Stan, Daniel Aiken, Paul R. Sharps et al. *Emcore Photovoltaics Proceedings of 3rd World Conference on Photovoltaic Energy Conversion*. Vol. C, Osaka, Japan, 2003.

21. Genali M. A., Lebedev A. A., Vagapova N. T. [Investigation of the Ta₂O₅ / SiO₂ antireflection coating,

which improves the efficiency of three-stage solar cells for space applications]. *Tezisy dokladov XXI Nauchno-tekhnicheskoy konferentsii molodykh uchenykh i spetsialistov PAO "RKK "Energiya" im. S. P. Koroleva v 2 t.* [Theses of the reports of the XXI Scientific and Technical Conference of Young Scientists and Specialists PJSC "RSC Energia" them. S. P. Korolev" in 2 vol.]. Korolev, 2017, P. 83–84 (In Russ.).

22. Official site Spectrolab Inc. Available at: <http://www.spectrolab.com/index.htm> (accessed 10.11.2017).

23. Official site SolAero Technologies. Available at: <https://solaerotech.com> (accessed 10.11.2017).

24. Official site AZUR SPACE Solar Power GmbH. Available at: <http://www.azurspace.com> (accessed 13.11.2017).

25. Official site CESI S.p.A. Available at: <http://www.cesi.it/Pages/default.aspx> (accessed 13.11.2017).

26. Official site PJSC «Saturn» (In Russ). Available at: <http://saturn-kuban.ru> (accessed 13.11.2017).

27. Zayats O. , Matsak I., Tugaenko V. et al. Exploration of ISS Transport Vehicles Solar Arrays Usage as Receivers of Infrared Laser Radiation. *Proceedings of 26th European Photovoltaic Solar Energy Conference and Exhibition*. Hamburg, 2011, P. 774–777.

28. Bogushevskaya V. A., Zhالنin B. V., Zayats O. V. et al. [Experimental study of the possibility of using silicon and arsenide of gallium solar cells of spacecraft for receiving laser IR radiation]. *Izvestiya RAN. Energetika*. 2012, Vol. 2, P. 10–17 (In Russ.).

29. King R. R., Bhusari D., Larrabee D. et al. Solar cell generations over 40% efficiency. *Prog. Photovolt: Res. Appl.* 2012, Vol. 20, P. 801–815.

30. Jain N. Heterogeneous integration of III-V multi-junction solar cells on Si substrate: cell design & modeling, epitaxial growth & fabrication: *Dissertation submitted to the faculty of the Virginia Polytechnic Institute and State University in partial fulfillment of the requirements for the degree of Doctor of Philosophy In Electrical Engineering*, Blacksburg, VA, 2015, 180 p.

31. Lackner D., Höhn O., Walker A. W. et al. Status of four-junction cell development at fraunhofer ISE. *E3S Web of Conferences* 16. 2017, Vol. 16, P. 1–6.

32. Takamoto T. Status of Multijunction Solar Cells and Future Development. *CS MANTECH Conference*. Tampa, Florida. 2009, P. 1–4.

© Слыщенко Е. В., Наумова А. А., Лебедев А. А., Генали М. А., Вагапова Н. Т., Жалнин Б. В., 2018

**INVESTIGATION OF CHARGE-DISCHARGE PROCESSES IN THE SPACECRAFT
DETACHABLE CONNECTOR**

R. E. Tikhomirov*, I. A. Maximov, D. A. Trofimchuk, V. V. Ivanov, S. V. Balashov

JSC “Academician M. F. Reshetnev” Information Satellite Systems”
52, Lenin Str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
*E-mail: tikhroman@gmail.com

Modern spacecraft consists of structural materials with different electro-physical characteristics, and it causes the occurrence of charge-discharge processes on the spacecraft during interaction with the magnetospheric plasma. The study of this phenomena arising during the natural spacecraft charging and its influence on the onboard systems functioning is of great interest in the field of ensuring the stability of spacecraft under the space factors influence.

The paper presents the experimental results of charge-discharge processes occurring in detachable connectors during in-space exploitation after undocking the separating device and placing the spacecraft onto the orbital slot. For the determination of impact factors characteristics of electrostatic discharge and its potential effect on spacecraft board equipment the charge-discharge processes research methods with account of spacecraft equipment interfaces were designed. For modeling of electrostatic discharge in detachable connectors and its effects in technological circuits of spacecraft equipment the imitation loads were applied. These loads include input interface elements of spacecraft power convectors and onboard control complex.

The results show that the dielectric material of connector contact field can accumulate a charge to the value limited by the discharge on it. Discharge processes on the dielectric material induce interfering pulses in onboard cable harness and can have a significant impact on the work of onboard equipment. The obtained results are useful in spacecraft equipment designing in the sphere of interference immunity.

Keywords: electrostatic discharge, spacecraft charging, plasma, spacecraft detachable connector.

Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 2. С. 325–331

**ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАРЯДНО-РАЗРЯДНЫХ ПРОЦЕССОВ
НА ОТРЫВНОМ РАЗЪЕМЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

Р. Е. Тихомиров*, И. А. Максимов, Д. А. Трофимчук, В. В. Иванов, С. В. Балашов

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
*E-mail: tikhroman@gmail.com

В силу того, что современный космический аппарат состоит из конструкционных материалов с различными электрофизическими характеристиками, это приводит к возникновению зарядно-разрядных процессов на космическом аппарате при взаимодействии с магнитосферной плазмой. Изучение явлений, возникающих в ходе натурной электризации космических аппаратов, и их влияния на работу бортовых систем представляет широкий интерес в области обеспечения стойкости космических аппаратов при воздействии факторов космического пространства.

Представлены результаты исследования зарядно-разрядных процессов, возникающих в ходе натурной эксплуатации космического аппарата на отрывных соединителях после расстыковки с устройством отделения и вывода на орбитальную позицию. Для определения величины воздействующих факторов электростатического разряда и их потенциального влияния на бортовую аппаратуру была разработана методика исследований зарядно-разрядных процессов на отрывных соединителях с учетом реальных интерфейсов бортовой аппаратуры космического аппарата. Авторами использованы имитационные нагрузки для моделирования воздействия электростатического разряда на технологические цепи отрывного соединителя, ведущие к бортовой аппаратуре. Использованы элементы входного интерфейса энергопреобразователя космического аппарата и бортового комплекса управления. Установлено, что контактное поле диэлектрического материала при воздействии магнитосферной плазмы способно эффективно накапливать электрический потенциал, ограниченный протеканием разрядных процессов. Разрядные процессы, протекающие на диэлектрике отрывного соединителя, индуцируют помеховые импульсы в бортовую кабельную сеть и способны оказать существенное влияние на ра-

боту бортовой аппаратуры и стать причиной аномалий в ее работе. Определены параметры помеховых импульсов и их влияние на имитационные нагрузки, соответствующие бортовой аппаратуре.

Полученные результаты представляют значительный интерес и будут использованы при проектировании бортовой аппаратуры космического аппарата в части обеспечения ее помехозащищенности.

Ключевые слова: электризация космических аппаратов, плазма, электростатический разряд, отрывной разъем.

Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-2-325–331

Introduction. During the interaction of a spacecraft with the magnetospheric plasma operating on the final orbit many physical phenomena occur which particular characteristics depend on both plasma parameters and the spacecraft performance. First of all they depend on electro-physical properties of materials on the spacecraft surface as well as on its configuration. The discharge [1–4] on the spacecraft surface is able to exert the most significant influence on its operation. This process is due to the spacecraft charging [5; 6].

During the final orbit insertion after undocking the separating device contact surfaces of the detachable connectors (ОСМРС50Э, ОСМ РС50АЭ plugs) remain non-shielded and are exposed to the magnetospheric plasma with the following characteristics (in the worst case) [7]:

- electron density is 1.12 cm^{-3} ;
- electron energy is $1.2 \times 10^4 \text{ eV}$;
- ion concentration is 0.236 cm^{-3} ;
- ion energy is $2.95 \times 10^4 \text{ eV}$.

By the impact of the magnetospheric plasma on detachable connectors the outer non-shielded dielectric material (a dielectric contacting substance) can accumulate a charge and it causes discharging processes and interference current pulses injection in the circuits of the docked cable harness.

In the modern research and technical literature the problem of contacting surface charging in the detachable connectors as well as the impact of inducted interference pulses in circuits of the spacecraft board equipment plugged to these connectors is not investigated. Nevertheless, the problem of the board equipment and spacecraft charging effects immunity is one of the most important one. The interfering pulses in board cable harness inducted by discharging processes on the spacecraft dielectric materials may cause the essential abnormality of the equipment operation [8–11] and this is the reason how important the investigation in this field is.

Experimental method. The aim of testing the detachable connectors for charging factors impact is:

- to determine the charge-discharge process characteristics appearing on the connectors contact surface;
- to determine the interfering pulses characteristics in circuits of cable harness plugged to the connectors on one side and to the elements of a board equipment front-end module on the other side.

There were the following testing samples:

1. Cable harness “№ 1” with the length of 500 mm including relays RPS45 (modification ЯЛ0.452.081ТУ) as a load (imitation of technological circuits linking the detachable connector and the spacecraft control unit).

2. Cable assembly “№ 2” with the length of 500 mm including relays REK81 (modification

ИДЯУ.647611.002ТУ) as a load (imitation of technological circuits linking the detachable connector and the spacecraft control unit).

3. Cable assembly “№ 3” with the length of 500 mm including elements of a power board equipment front-end module of spacecraft power system as a load;

The test was carried out at the engineered workstation (fig. 1) including a vacuum unit, an E-beam emitter, a discharge parameter measuring system and a discharge process video registration system.

A 70 keV monoenergetic beam with current density 1 nA/cm^2 was used for the imitation of magnetospheric plasma electron effect [9]. The impact was conducted in vacuum (chamber pressure is $\leq 10^{-6}$ torr). For the “worst-case” charging effect [3; 12–15] the sample was cooled off to -60°C which corresponds the natural operating conditions. The further chilldown of the sample to lower temperatures makes no physical sense because of small changes of connector dielectric resistance and, as a consequence, their minimal influence on the charging process [3; 4].

The following parameters of charge-discharge processes on the sample were controlled in operation:

- a) maximum integral potential of the insulating contact surface of the detachable connector;
- b) peak amplitude, duration, building-up time, interfering pulse frequency in circuits of cable harness;
- c) peak amplitude, duration, building-up time, voltage interfering pulse frequency in circuits cable harness;
- d) peak amplitude, duration, building-up time, interfering current pulse frequency in circuits of the harness external shield.

Measurements of parameters “b”, “c” and “d” were taken simultaneously. The testing scheme is displayed on fig. 2 and 3.

During the test performance for the samples № 1 and 2 detachable connector contact leads were linked to the relay winding leads. For the samples 1 and 2 the test was carried out for two modes of switched relay circuit contacts – normally closed and normally opened ones. During the circuit adjustment for the samples 1 and 2 operational changes of switched relay circuit contacts were conducted by means of the pulse voltage injection whose value met the stated requirements for a relay.

During the test performance for the samples № 1 and 2 the relay contacts switching and the contact bounce potential were controlled. At the moment of electron beam impact on the detachable connector the constant voltage was applied at the switched relay circuit input and the measurement of the voltage magnitude at relay output dependence on time was taken by means of oscillograph. The contact bounce or switching mode changes were estimated in real time with help of oscillograph readings.

Test based results. The attained results of the detachable connector charging test show that the insulating material of the connector contact field can effectively accumulate a charge due to electrojet current impact. The maximum value of insulating material electrostatic poten-

tial attained during the test procedure was 1.6 kV and was limited by discharging processes which were the source of interfering current pulses in circuits linked to the detachable connector. Such discharging processes are shown on fig. 4.

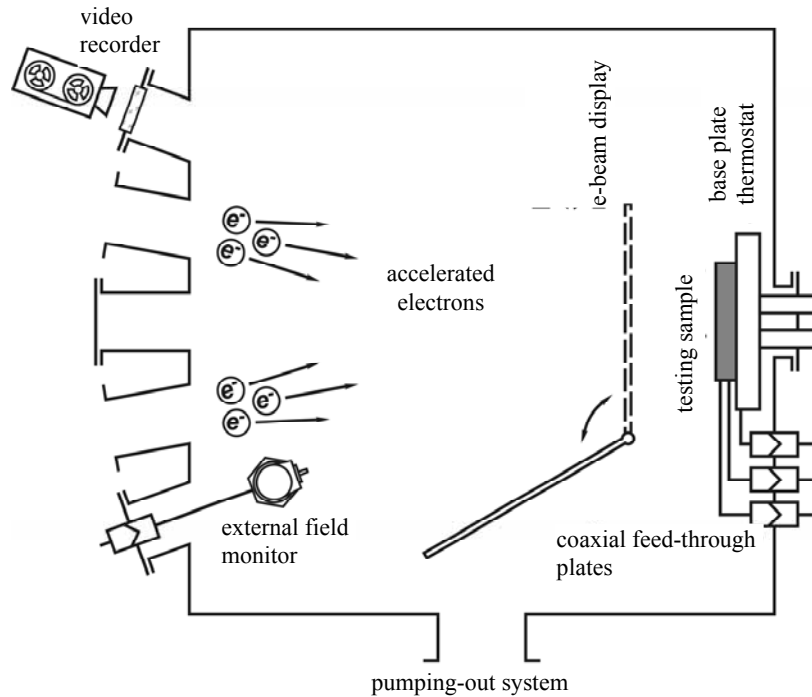


Fig. 1 Workstation scheme for tests

Рис. 1. Схема рабочего места испытаний

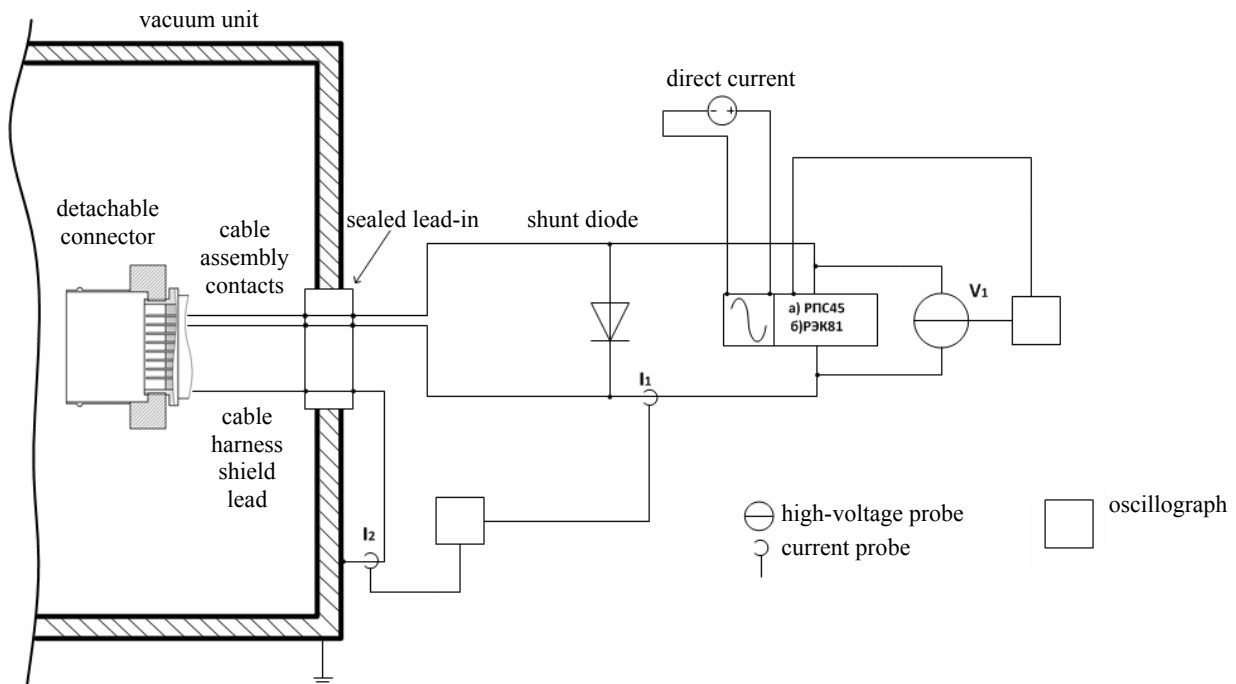


Fig. 2. The testing scheme for samples № 1 and 2

Рис. 2. Схема проведения испытаний для образцов № 1 и 2

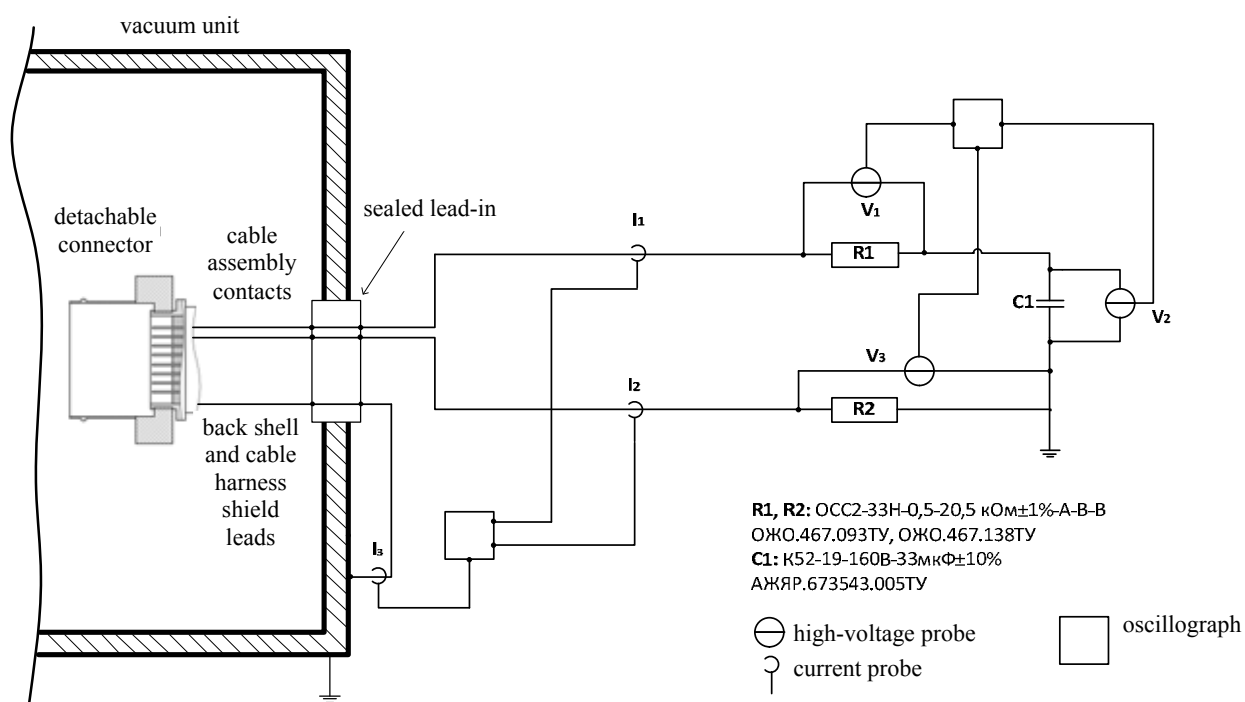


Fig. 3. The testing scheme for sample № 3

Рис. 3. Схема проведения испытаний для образца № 3

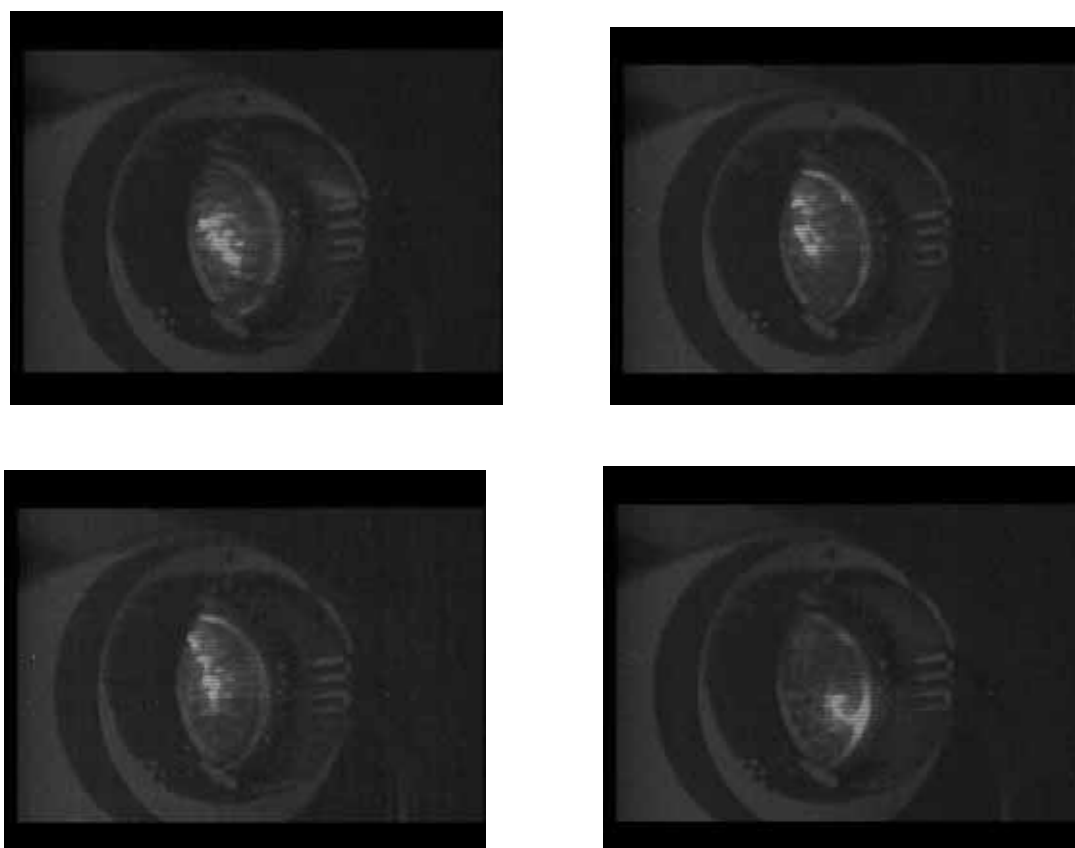


Fig. 4. Image of discharge pulses on the surface of connector isolation

Рис. 4. Вид разрядов на поверхности изолятора разъема

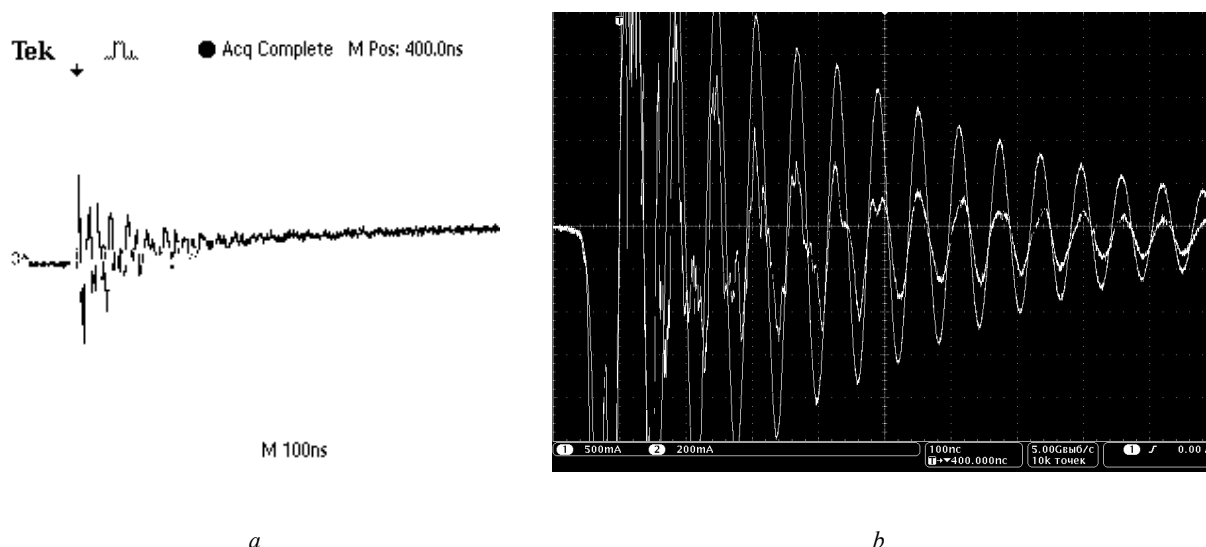


Fig. 5. Characteristic shapes of induced pulses in samples electrical circuits:
a – shapes of current pulses; *b* – shapes of voltage pulses

Рис. 5. Характерная форма индуцированных помеховых импульсов в цепях образцов:
a – осциллограммы импульсов по напряжению; *b* – осциллограммы импульсов по току

Discharge pulses characteristics in circuits linked to the connector depend on the loads (board equipment elements and devices).

By imitation of technological circuits linking the detachable connector and the spacecraft power conditioning unit (fig. 3) the voltage values of interfering current pulses varied from 10 to 80 V and current value varied from 160 mA to 6.5 A. Pulse duration time was within the range from 300 ns to 1.1 μ s. Based on the obtained characteristics interfering pulse energy values vary from 0.5 μ J to 0.57 mJ.

The obtained voltage values of interfered pulses in circuits of RPS45 relay winding were from 120 to 138 V and the current values were from 1.2 to 3 A. Cable harness pulses duration time was less than 1 μ s. Pulse energy was no more than 0.4 mJ. Pulse voltage characteristics for REK81 relay were from 30 to 138 V and current ones were from 4.6 to 9 A. Pulse duration time was no more than 500 ns. Pulse energy was no more than 0.62 mJ. Distinctive pulse forms are shown on fig. 5.

During the relay commutation control mode (for both RPS45 and REK81) it was estimated that interfering pulses in circuits can induce interference in the normally opened relay contact. The shape and duration time of this interference correlate to the pulses detected in winding contacts. In this case directed pulse amplitude in normally opened contacts is not higher than 10 % of induced pulse amplitude in the circuit of relay winding. During the test operation the impact of interfering pulses on the recorded values in normally closed contacts was not found.

It is necessary to point out that the shapes of induced pulses in electrical circuits of two examined relay types are various. For RPS45 the pulses are splashes of positive polarity following by attenuation. For REK81 the directed impulse in winding circuits is a damped sinusoid. This characteristic may be caused by various relay physical

parameters having an effect on the discharge current flow process. Nevertheless, the amplitude and the energy of the interfering pulse is virtually the same for both types.

It is arguable that the detected interference in normally opened contacts of two relay types is an electromagnetic pickup and the change arrangement of relay contacts (closing and opening) by the interfering pulses impact in circuits of the winding is not available.

During the test performance the impact of electron flux density on charge-discharge processes in cable harness was estimated. For this purpose an impact was conducted by electron beam density 0.1 nA/cm² (by electron energy 70 keV). It is found that the change of this beam characteristic has an impact only on charge-discharge processes intensity. With increase of beam density the charge-discharge processes intensity grows. An impact on the maximum potential of connector surface isolation and interfering pulse characteristics in circuits of cable harness by various types of loads is not available.

The obtained results correspond to the “worst case” of the charging factors impact in the circuit of onboard equipment linked to the detachable connector. For the test a cable of length 500 mm (standard cable length varies from 2 to 5 m) was used. The increase of cable length can cause interference reduction.

Conclusion. The connector contact field isolation accumulates an electrostatic charge effectively by the impact of an electrojet current and its value is limited by charge processes on the isolation surface.

Charging processes on the connector contact field isolation induce interfering pulses in circuits of cable harness linked to the various types of loads which are appropriate to spacecraft onboard equipment. The maximum interfering pulse for the spacecraft power conditioning unit elements was 80 V (voltage value) and 6.5 A (current value). The pulse energy is 0.6 mJ by the duration time 1.1 μ s.

By imitation of technological circuits of the spacecraft control unit two relay types (RPS45 and REK81) were used as loads. The maximum levels of interfering pulses in circuits of relay winding were 138 V (voltage value) and 3 A (current value) for RPS45 and 138 V (voltage value) and 9 A (current value) for REK81. By the pulse duration time 1 μ s and 500 ns the energy was 0.4 mJ for RPS45 and 0.62 mJ for REK81.

The relay commutation control showed that interfering pulses in the circuit of the relay winding can induce pick-ups with the voltage amplitude from 7 to 25 V and with the duration time less than 1 μ s on normally opened relay contacts. In this case changes of the contacts switching state of both types are not available.

The obtained results are of significant interest and can be used in spacecraft equipment designing in the sphere of interference immunity and proper functioning.

References

1. Maksimov I. A., Kochura S. G. *Issledovaniye vliyaniya faktorov kosmicheskogo prostranstva i tekhnogennykh faktorov na kosmicheskiye apparaty, razrabotka metodov i sredstv zashchity* [Research of influence of factors of space and technogenic factors on spacecrafts, development of methods and means of protection]. Krasnoyarsk, SibSAU Publ., 2011, 182 p.
2. ECSS-E-ST-20-06C, Space engineering, Spacecraft charging, 2008, ESA Standart, 120 p.
3. *Model kosmosa. T. 2. Vozdeistvie kosmicheskoi sredy na materialy i oborudovanie kosmicheskikh apparatov* [Space model. Vol. 2. Space environment influence on spacecraft materials and equipment]. Ed. M. I. Panashuka, L. S. Novikova. Moscow, CDU Publ., 2007, 1144 p.
4. Grafodatskiy O. S., Babkin G. V., Belinskiy V. N. et al. *Nazemnyye stendovyye ispytaniya kosmicheskikh apparatov na stoykost' k vozdeystviyu radiatsionnoy elektrizatsii* [Ground-based bench tests of space vehicles for resistance to radiation radiation]. Korolev, TSNIIMash, GONTI-1 Publ., 1992, 157 p.
5. NASA-HDBK-4002A, Mitigating in-space charging effects – a guideline, 2011, NASA, 181 p.
6. MIL-STD-461, "Requirements for the control of electromagnetic interference characteristics of subsystems and equipment", 1999, US Department of Defense.
7. Garret H. B. The geosynchronous plasma environment, AIAA Paper 90-0289, 1999, 16 p.
8. Tikhomirov R. E., Maximov I. A., Trofimchuk D. A., Ivanov V. V., Balashov S. V. [Investigation of characteristics of electric field arising from electrostatic discharge]. *Vestnik SibGAU*. Vol. 17, No. 4, P. 1015–1019 (In Russ.).
9. Tikhomirov R. E., Trofimchuk D. A. et al. [Modeling of radiation electrization of spacecraft construction materials] *Trudy Vserossiyskoy konferentsii studentcheskikh nauchno-issledovatel'skikh inkubatorov*. [Proceedings of the All-Russian conference of student research incubators]. Tomsk, 2014, 180 p.
10. Trofimchuk D. A., Yermoshkin Y. M., Kochev Y. V. et al. [Electrostatic discharge problem in geostationary spacecraft electrojet propulsion subsystem]. *Vestnik SibGAU*. 2015, Vol. 16, No. 2, P. 404–410 (In Russ.).

11. Novikov L. S., Babkin G. V. et al. *Kompleksnaya metodologiya opredeleniya parametrov elektrosticheskoy zaryadki, elektricheskikh poley i probroyev na kosmicheskikh apparatakh v usloviyakh ikh radiatsionnoy elektrizatsii*. [Complex methodology of determination of parameters electrostatic charging, electric fields and discharges on space craft in radiation electrization conditions], Moscow, Izd-vo TsNIImash Publ., 1995, 160 p.

12. Purvis C. K., Garret H. B. et al. Design guidelines for assessing and controlling spacecraft charging effects, NASA-T3-2361, 1984, 44 p.

13. Maximov I. A., Grafodatskiy O. S. et al. [Results of research of spacecraft interference immunity during spacecraft charging impact and protection methods]. *Nauchno-tekhnicheskiy otchet NTO 434-3645-89*. [Scientific and Technical Report]. Krasnoyarsk, NPO PM Publ., 1989, 210 p.

14. Mileev V. N., Novikov L. S. [Physico-mathematical model of spacecraft charging on GEO and HEO. Research on geomagnetism]. *Issledovaniya po geomagnetizmu, aeronomii i fizike Solntsa*. 1989, Iss. 86, P. 64–98 (In Russ.).

15. Garret H. B., Spitale Guy C. Magnetospheric Plasma Modeling (0-100 keV). *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1985, Vol. 22, No. 3, P. 231–244.

Библиографические ссылки

1. Максимов И. А., Кочура С. Г. Исследование влияния факторов космического пространства и техногенных факторов на космические аппараты, разработка методов и средств защиты : монография / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. 182 с.
2. ECSS-E-ST-20-06C. Космическое проектирование. Электризация космических аппаратов. Стандарт / Европейское космическое агентство. 2008. 120 с.
3. Модель космоса. В 2 т. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов / под ред. М. И. Панасюка, Л. С. Новикова. М. : КДУ, 2007. 1144 с.
4. Наземные стендовые испытания космических аппаратов на стойкость к воздействию радиационной электризации / О. С. Графодатский [и др.] // Руководство для конструкторов / ЦНИИМаш, ГОНТИ-1. 1992. 157 с.
5. NASA-HDBK-4002A. Mitigating in-space charging effects – a guideline. NASA, 2011. 181 p.
6. MIL-STD-461. Requirements for the control of electromagnetic interference characteristics of subsystems and equipment. US Department of Defense. 1999.
7. Garret H. B. The geosynchronous plasma environment. AIAA Paper 90-0289, 1999. 16 p.
8. Исследование характеристик электрических полей от электростатических разрядов / Р. Е. Тихомиров [и др.] // Вестник СибГАУ. 2016. Т. 17, № 4. С. 1015–1019.
9. Моделирование радиационной электризации конструкционных материалов космических аппаратов / Р. Е. Тихомиров [и др.] // Тр. Всерос. конф. студенческих научно-исследовательских инкубаторов (15–17 мая 2014, г. Томск) / под ред. В. В. Демина. Томск : Изд-во НТЛ, 2014. 180 с.

10. Проблема электростатических разрядов в электрореактивной двигательной подсистеме геостационарного космического аппарата / Д. А. Трофимчук [и др.] // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований / сост. В. В. Ефанов. Химки : Изд-во ФГУП «НПО имени С. А. Лавочкина», 2015. С. 285–289.
11. Комплексная методология определения параметров электростатической зарядки, электрических полей и пробоев на космических аппаратах в условиях их радиационной электризации / Л. С. Новиков [и др.]. М. : Изд-во ЦНИИмаш, 1995. 160 с.
12. Пурвис К. К., Гаррет Г. Б. Указания по проектированию КА для оценки и контроля эффектов электризации // NASA-TЗ-2361, 1984, перевод рег. ном. 04509243ю 1986. 47 с.
13. Результаты исследования помехоустойчивости КА к воздействию факторов электризации и отработки средств защиты / И. А. Максимов [и др.] // Научно-технический отчет НТО 434-3645-89. Красноярск : НПО ПМ, 1989. 210 с.
14. Милеев В. Н., Новиков Л. С. Физико-математическая модель электризации ИСЗ на геостационарной и высокоэллиптической орбитах // Исследования по геомагнетизму, аэронауке и физике Солнца. М. : Наука, 1989. Вып. 86. С. 64–98.
15. Magnetospheric Plasma Modeling (0–100 keV) / H. B. Garret, Guy C. Spitale // Journal of Spacecraft and Rockets. 1985. Vol. 22, No. 3. P. 231–244.

© Tikhomirov R. E., Maximov I. A., Trofimchuk D. A.,
Ivanov V. V., Balashov S. V., 2018

ПОВЫШЕНИЕ СТОЙКОСТИ К МЕХАНИЧЕСКИМ ВОЗДЕЙСТВИЯМ МОДЕРНИЗИРОВАННОГО МАЛОГАБАРИТНОГО ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ

С. В. Топильская*, Д. С. Бородулин, А. В. Корнюхин

Филиал ФГУП «Центр эксплуатации наземной космической инфраструктуры» –
Научный исследовательский институт прикладной механики имени академика В. И. Кузнецова
Российская Федерация, 111024, г. Москва, ул. Пруд ключики, 12а
*E-mail: s.v.topilskaya@mail.ru

Представлены типы гироскопических измерителей вектора угловой скорости разработки и изготовления НИИ ПМ им. академика В. И. Кузнецова на базе динамически настраиваемого гироскопа (ДНГ) с газодинамической опорой. Это два варианта конструкции малогабаритного гироскопического измерителя вектора угловой скорости (МБИС), предназначенного для системы ориентации космических аппаратов (КА), разрабатываемых и изготавливаемых в АО «ИСС» им. академика М. Ф. Решетнева». Также представлен третий вариант конструкции МБИС, разрабатываемый для КА иностранного заказчика, в рамках разработки которого решалась задача по повышению стойкости к внешним механическим воздействиям модернизированного МБИС.

Даны общие технические характеристики гироскопических приборов типа МБИС (габаритно-массовые параметры, точность измерения, количество измерительных осей, ресурс работы, энергопотребление и т. д.).

Представлены преимущества и недостатки выбранного гироскопа (ДНГ) в качестве чувствительного элемента. Преимуществами являются средняя точность измерения при небольших габаритно-массовых характеристиках и при длительном ресурсе работы. Недостаток – необходимость применения системы амортизации в составе гироскопических приборов (типа МБИС), специальной системы, предназначенной для защиты чувствительных элементов от внешних механических нагрузок, действующих при выведении ракетой-носителем КА.

Оригинальность и новизна представленных исследований заключается в их прикладном назначении. Исследуется конструкция конкретного прибора. Решается задача по моделированию происходящих в приборе физических процессов, связанных с внешними возмущающими факторами. Полученные результаты использованы для обеспечения стойкости приборов типа МБИС к внешним механическим нагрузкам, действующим в процессе выведения КА на орбитальный участок полета.

Изложены основные принципы обеспечения стойкости к данным воздействиям. Приведена упругая расчетная модель системы амортизации прибора, позволяющая подбирать ее вибродинамические параметры (резонансная частота и коэффициент передачи). Представлены теоретические результаты моделирования и конкретные практические результаты отработки МБИС при проведении вибродинамических испытаний.

Теоретический и практический результат работы определяется обоснованными результатами работы системы амортизации в составе приборов типа МБИС, возможностью использования опыта данной работы при разработке новых приборов систем ориентации и навигации с повышенными показателями отказоустойчивости, надежности и стойкости к внешним механическим воздействиям.

Ключевые слова: угловая ориентация, гироскопический измеритель, вибрационная стойкость, система амортизации.

Siberian Journal of Science and Technology. 2018, Vol. 19, No. 2, P. 332–343

PROTECTING MODERN COMPACT GYROSCOPIC ANGULAR RATE MEASUREMENT FROM MECHANICAL INFLUENCE

S. V. Topilskaya*, D. S. Borodulin, A. V. Kornuhin

Kuznetsov Research Institute of Applied Mechanics
12a, Prud Kliuchiki Str., Moscow, 111024, Russian Federation
*E-mail: s.v.topilskaya@mail.ru

The article considers the types of a compact gyroscopic angular rate measurement, which were designed and developed in Kuznetsov Research Institute for Applied Mechanics. The devices are based on the dynamically adjusted gyroscope with a rotor gas-lubricated spin-axis bearing system. Two types of the compact gyroscopic angular rate measurement are intended to Russian space crafts. Third of them are intended to the foreign space crafts. Three gyros

are sensing elements for the compact gyroscopic angular rate measurement. Disposition of gyro into gyroscopic is the main difference of these types of the compact gyroscopic angular rate measurement.

The main goal of this article is to make a research of mechanical influences on the compact gyroscopic angular rate measurement and to create the protecting systems of gyro from the mechanical influence on a new gyroscopic device.

The article considers the main technical characteristics of gyroscopic device: dimensions, weight, accuracy of measurements, and number of measuring axes, resource of work device, energy consumption and so on.

The paper describes advantages and disadvantages of the dynamically adjusted gyroscope with a rotor gas-lubricated spin-axis bearing system. There are the following advantages: dimensions, weight, accuracy of measurements, and number of measuring axes, resource of work device. The disadvantage is a necessity to protect systems from the mechanical influence on launching rockets.

The article considers the main principles of protecting systems. It's about a theoretical model system of protection of the gyroscopic device from mechanical resistance and theoretical information. Due to a theoretical model it's possible to choose constructional characteristics of the protecting system from mechanical influences during a design stage. It's about dimensions spring and damper. Criterion for the choice is acceptable for the dynamical characteristics of gyro.

The article has also saved the results of the mechanical test of the gyroscopic device.

Keywords: angular orientation, gyroscopic device, protection systems from mechanical influence.

Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-2-332–343

Введение. Научно-исследовательский институт прикладной механики имени академика В. И. Кузнецова (НИИ ПМ) разрабатывает гиросприборы для систем ориентации и стабилизации космических аппаратов (КА) на базе динамически настраиваемых гироскопов (ДНГ), проводит их наземную отработку [1; 2].

Преимуществом применения ДНГ в составе конструкции гиросприборов являются его небольшие габариты, средняя точность измерения, наличие двух осей чувствительности и газодинамической опоры, позволяющей обеспечивать длительный ресурс эксплуатации приборов (порядка 140000 часов) [3; 4].

Одним из таких разрабатываемых и изготавливаемых в НИИ ПМ приборов является малогабаритный гироскопический измеритель вектора угловой скорости.

Разрабатываемые НИИ ПМ малогабаритные гиросприборы на базе ДНГ. Малогабаритный гироскопический измеритель вектора угловой скорости (рис. 1) был разработан в виде моноблока и получил название малогабаритного блока измерения угловых скоростей (МБИС), он предназначен для измерения и выдачи информации о приращении интегралов проекций вектора угловой скорости КА на шесть измерительных осей, связанных с ортогональной приборной системой координат. Чувствительность измерения МБИС (0,3 угловой секунды) была реализована при наземной отработке, натурной эксплуатации в составе платформы «Эксперсс-1000», КА «ГЛОНАСС-К» головного заказчика АО «ИСС» им. академика М. Ф. Решетнева» (рис. 1) [5].

МБИС был разработан с частичным применением импортной элементной базы в составе сервисных электронных устройств ДНГ, обеспечивающих обмен информацией с системой управления КА.

В рамках государственной программы по переходу с импортной элементной базы на отечественную НИИ ПМ модернизировал конструкцию МБИС и провел квалификационные испытания по подтверждению его технических характеристик (табл. 1). Масса прибора – 6,1 кг, габаритные размеры – 258 × 204 × 170 мм.

В целях уменьшения габаритно-массовых характеристик МБИС в НИИ ПМ был разработан МБИС с техническими характеристиками, представленными в табл. 1, но с применением полностью импортной элементной базы (рис. 2). Данный прибор подтвердил свои характеристики при проведении квалификационных испытаний в объеме, предусмотренном для МБИС, изготавливаемого по заказу АО «ИСС». Масса прибора – 4,5 кг и габаритные размеры – 258 × 204 × 142 мм.

Для повышения отказоустойчивости приборов типа МБИС в НИИ ПМ был разработан третий модернизированный вариант МБИС – механический модуль малогабаритного гироскопического измерителя вектора угловой скорости (рис. 3). Данный прибор разработан для иностранного заказчика. Модернизированный МБИС представляет собой только механическую часть: корпус с установленным на него блоком чувствительных элементов (БЧЭ), закрытый кожухом. Сервисные электронные устройства ДНГ разрабатывает заказчик.

Модернизация МБИС заключается в повышении его отказоустойчивости за счет применения неортогональной кинематической схемы расположения трех ДНГ относительно ортогональной системы координат. В ранее разрабатываемых МБИС была применена взаимортогональная схема расположения трех ДНГ относительно ортогональной приборной системы координат [6].

Выбор в качестве чувствительного элемента ДНГ позволяет обеспечить требуемый ресурс работы МБИС 15 лет [2], точность измерения 0,1 угловой секунды (автономная точность измерения ДНГ составляет 0,01 угловой секунды). ДНГ, применяемый в приборах типа МБИС, разработан в НИИ ПМ [6]. Показатель безотказности работы МБИС определяется выбранной кинематической схемой расположения ДНГ относительно приборной системы координат. Дополнительно надежность работы прибора определяется стойкостью к внешним факторам: радиационным (факторам космического пространства), тепловым, механическим [7] и т. д.

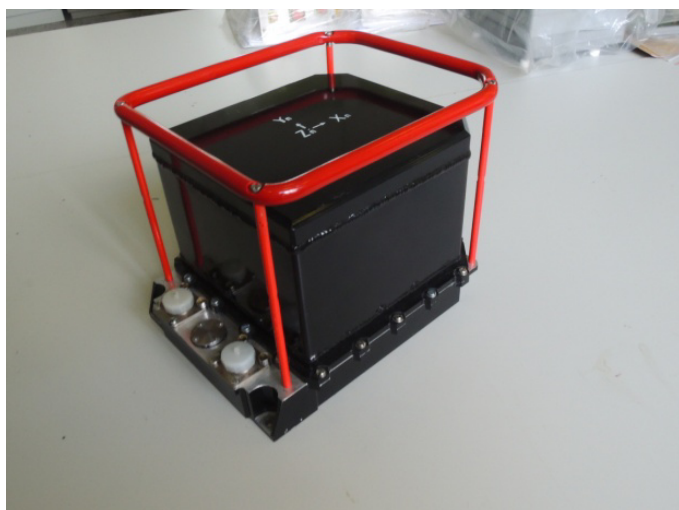


Рис. 1. Фото МБИС

Fig. 1. Photo of the compact gyroscope angular rate measurement

Таблица 1

Основные технические характеристики прибора

Характеристики прибора	Единицы измерения	Режим грубого функционирования	Режим точного функционирования
Диапазон работоспособности	град/с	Не менее ± 30	Не менее ± 15
Диапазон измерения угловых скоростей	град/с	Не менее ± 8	Не менее ± 4
Номинальное значение масштабного коэффициента	%	В пределах ± 10	В пределах ± 1
Случайная составляющая нулевого сигнала, не зависящего от перегрузки, в запуске до 24 ч	град/ч (с)	—	0,02
Количество измерительных осей		6	
Информационный интерфейс		ГОСТ Р 52070–2003	
Напряжение питания постоянным током, В	В	23–28	
Потребляемая мощность	Вт	Не более 47	
Температура теплоотводящей поверхности	°С	–20–40	
Ресурс работы	ч	138000	
Срок эксплуатации	лет	19	
Масса прибора	кг	6	
Габаритные размеры	мм	258 x 204 x 170	
Стадия разработки		Летная эксплуатация	

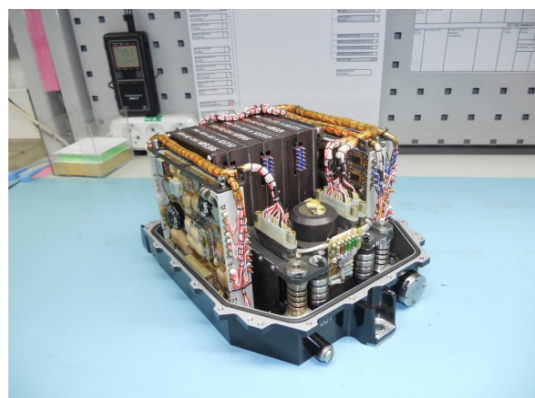
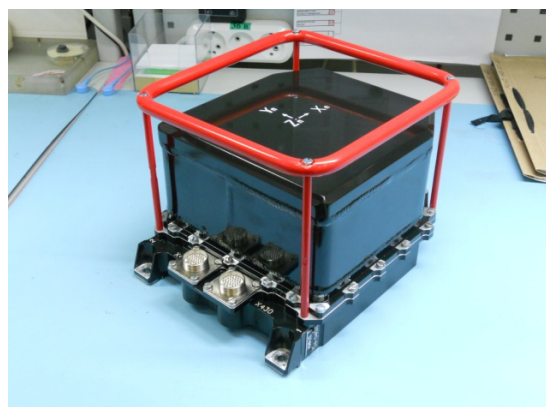


Рис. 2. МБИС на импортной элементной базе

Fig. 2. Photo of the compact gyroscope angular rate measurement based on the foreign electronics

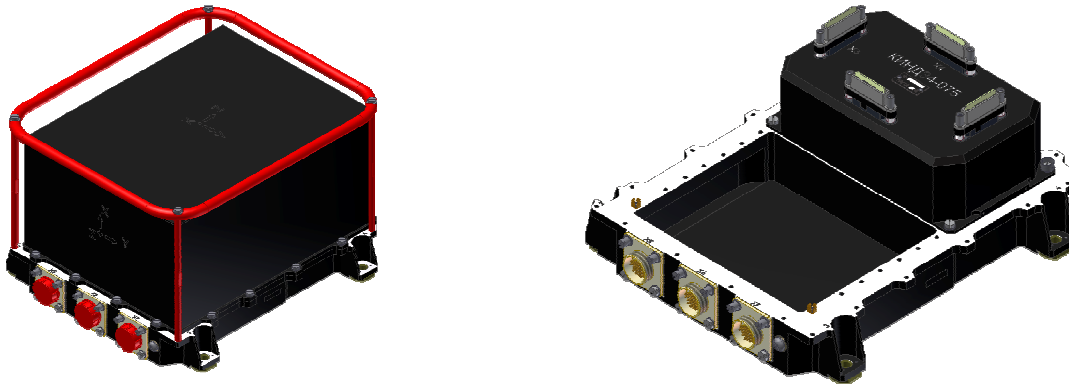


Рис. 3. Модернизированный МБИС

Fig. 3. Mechanical part of the compact gyroscopic angular rate measurement designed for the foreign specifier

Постановка задачи. Целью данной работы является задача по обеспечению стойкости модернизированного МБИС к внешним механическим воздействиям.

Задача была решена на основе опыта разработки и изготовления МБИС для российского головного заказчика.

Чувствительный элемент как объект защиты от механических воздействий. В качестве чувствительного элемента приборов типа МБИС выбран ДНГ. Конструктивно ДНГ представляет собой маховик, установленный на валу с помощью внутреннего упругого карданного подвеса. Вал вращается на газодинамической опоре (ГДО) с помощью электродвигателя [8; 9].

Согласно проведенному прочностному расчету конструкции ДНГ действующее на ДНГ ускорение не должно превышать 100 g [4; 10; 11].

Теоретическая оценка вибродинамических характеристик ДНГ показала, что резонансная частота находится в высокочастотном диапазоне 1500–1800 Гц с коэффициентом передачи $Q = 100$ [12].

При оценке уровня возникающих ускорений на месте установки ДНГ в конструкции прибора МБИС при механических воздействиях выведения КА на орбиту выявлено, что без применения специальных мер защиты ДНГ на БЧЭ возникнет ускорение порядка 600 g, в шесть раз превышающее допустимое значение 100 g [7].

Моделирование работы системы, обеспечивающей стойкость к механическим воздействиям гироскопического прибора. Для того, чтобы обеспечить требование по стойкости к механическим воздействиям, в конструкции МБИС применен один из способов защиты, заключающийся:

- в разнесении собственной частоты установки блока чувствительных элементов (где расположены три ДНГ) с собственной частотой ДНГ за счет применения пружин-амортизаторов [13; 14];
- в применении ударных виброгасителей колебаний (УВГ) для уменьшения амплитуды колебаний блока чувствительных элементов на резонансе [14; 15].

При непосредственной установке блока чувствительных элементов на корпус прибора (без применения амортизаторов) его резонансная частота будет находиться в высокочастотном диапазоне 1000–2000 Гц, т. е. в области резонансной частоты ДНГ. Этот факт приведет к совпадению резонансных частот ДНГ с частотой установки блока чувствительных элементов на корпус прибора и, как следствие, к увеличению амплитуды его колебаний, приводящей к возможному разрушению конструкции ДНГ.

Высокая динамичность конструкций ДНГ и блока чувствительных элементов (добротность $Q = 50–100$ у каждого) не позволяют ограничиться применением только УВГ в составе системы амортизации БЧЭ. Система амортизации МБИС требует применения специальных конструктивных элементов, позволяющих разнести резонансные частоты БЧЭ и ДНГ, – амортизаторов.

При разработке первых приборов типа МБИС проводилась теоретическая оценка параметров системы амортизации исходя из требования по уменьшению значений откликов элементов конструкции прибора на внешние механические воздействия. Теоретическая оценка проводилась без использования универсальной расчетной модели. В результате, при отработке первых опытных образцов проводились доработки конструкции на этапе проведения первых испытаний опытного образца для решения задачи по обеспечению его стойкости к внешним механическим воздействиям.

На основе опыта разработки и изготовления приборов типа МБИС для отечественного головного заказчика при проектировании модернизированного МБИС для иностранного заказчика была разработана универсальная расчетная модель системы амортизации, позволяющая осуществлять подбор ее конструктивных параметров (параметры пружины, масса грузов УВГ, величина зазоров в УВГ).

Схема универсальной расчетной модели представлена на рис. 4. Исходными данными для нее являются:

- масса БЧЭ, определяемая расположением ДНГ на основании;
- собственная частота ДНГ.

Применяя данный способ компьютерного моделирования, при известных начальных условиях выбирались параметры СА:

- геометрические размеры пружины (амортизатора);
- величина зазора в конструкции УВГ;
- масса грузов в конструкции УВГ.

Подбор данных параметров проводился на основе обеспечения допустимого уровня значений перегрузок для ДНГ (не более 100 g).

УВГ обеспечивают демпфирование колебаний на резонансной частоте БЧЭ за счет совершения ударов между грузами в конструктивно предусмотренных зазорах. Величина массы грузов и зазоров выбрана исходя из реализации коэффициента передачи 10 на резонансной частоте установки блока чувствительных элементов 150 Гц. Собственная частота блока чувствительных элементов 150 Гц находится вне резонансной зоны ДНГ и вне зоны действия низкочастотной синусоидальной вибрации 5–100 Гц, не совпадает

с частотой воздействия ударных нагрузок (длительностью $\tau = 2\text{--}3$ мс для МБИС российского головного заказчика и $\tau = 10 \pm 1$ мс для модернизированного МБИС иностранного заказчика). Значение собственной частоты выбрано исходя из уменьшения значения возникающего ускорения при действии широкополосной случайной вибрации.

Основной сложностью при создании системы амортизации является выбор параметров УВГ (массы грузов, параметров резиновой прокладки и величины зазора).

В результате проведенного моделирования, используя универсальную расчетную модель системы амортизации (рис. 4), были определены основные параметры УВГ и амортизатора.

На рис. 5 представлена расчетная виброграмма распределения возникающих ускорений во времени на резонансной частоте колебаний БЧЭ при подобранных геометрических параметрах СА, приведенных далее по тексту статьи.

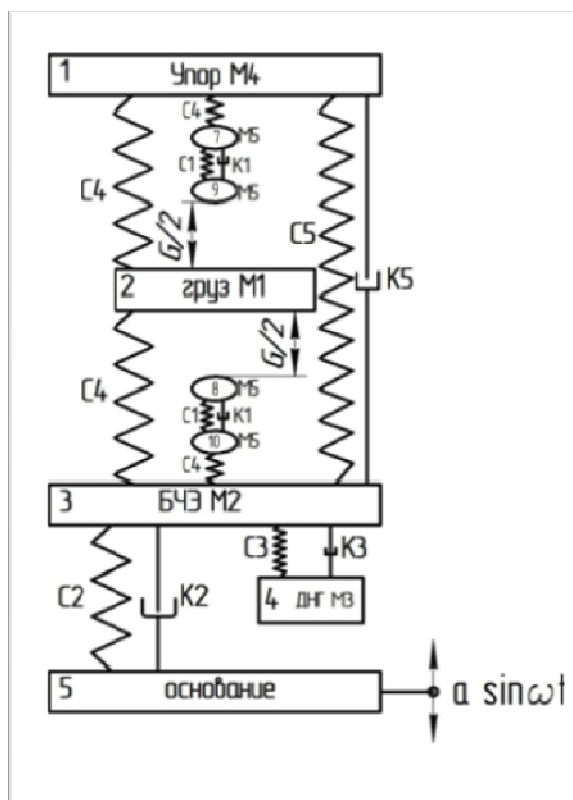


Рис. 4. Упруго-механическая модель системы амортизации:

М1 – масса груза УВГ; М2 – масса БЧЭ; М3 – масса ДНГ;
 М4 – масса стержня УВГ; М5 – масса резиновой прокладки;
 С1/К1 – жесткость/демпфирование резиновой прокладки;
 С2/К2 – жесткость/демпфирование амортизатора;
 С3/К3 – жесткость/демпфирование ДНГ; С4 – жесткость УВГ;
 С5/К5 – жесткость/демпфирование стержня УВГ; G – зазор

Fig. 4. Elasto-mechanical model of shock absorption system:

М1 – lading weight UVG; М2 – weight BCHE; М3 – weight DNG;
 М4 – core weight (UVG); М5 – rubber pad weight; С1/К1 – rigidity/ rubber
 pad damping; С2/К2 – rigidity/shock reducer damping; С3/К3 – rigidity/ damping
 DNG; С4 – rigidity UVG; С5/К5 – rigidity/ core damping UVG; G – looseness

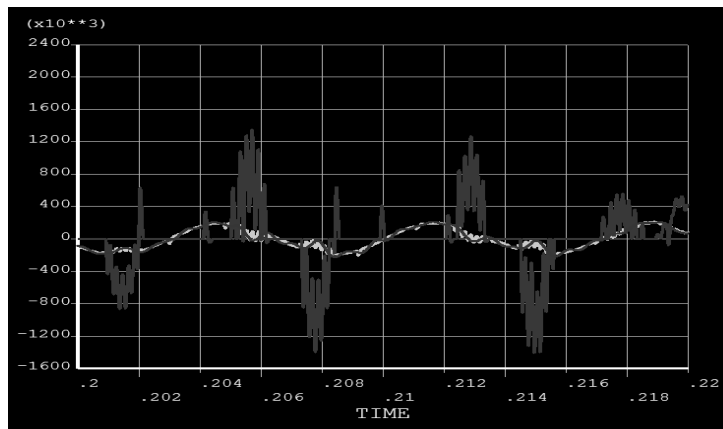

 Рис. 5. Виброграмма БЧЭ при $G = 0,7-0,8$ мм в демпфере

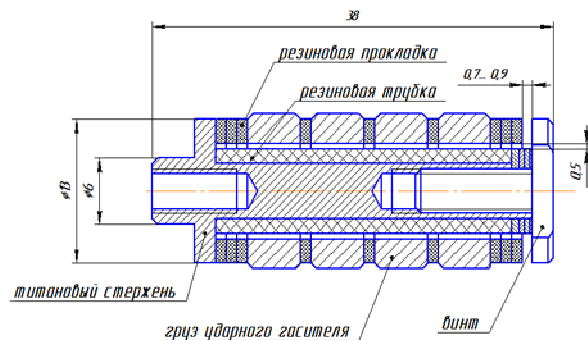
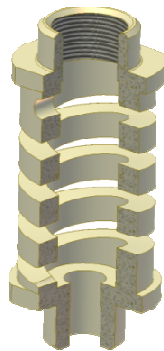
 Fig. 5. Theoretical vibration record of base frame for gyroscopes.
Gap in damper is 0,7–0,8 mm


Рис. 6. Элементы системы амортизации

Fig. 6. Main elements of protecting systems from mechanical influence

Разработанная расчетная модель СА позволила подобрать вибродинамические параметры СА, оценивая перегрузку на месте установки ДНГ.

Конструкция системы амортизации для обеспечения стойкости к механическим воздействиям гироскопических приборов. Выбранная система амортизации БЧЭ МБИС конструктивно состоит из четырех амортизаторов и четырех УВГ (рис. 6).

Подобранная жесткость амортизаторов 25 кгс/мм позволяет обеспечить собственную частоту БЧЭ в области значений низких частот 150 Гц.

В качестве амортизатора предложена витая пружина квадратного сечения. Величина квадратного сечения – 3×3 мм, число витков – 4, длина пружины – 18 мм.

В качестве УВГ выбрана конструкция, представляющая собой металлический стержень, на котором установлена резиновая трубка, грузы (масса четырех грузов каждого УВГ составляет 48 г при наружном диаметре каждого груза 16 мм, внутреннем – 8,6 мм, высоте – 5 мм) и между ними – резиновые прокладки толщиной 1 мм. Грузы могут свободно перемещаться в осевом и радиальном направлениях в предвари-

тельно установленных зазорах 0,7–0,9 мм. В целях уменьшения габаритно-массовых характеристик СА материалом груза является сплав ВМ5-3 ТУ 48-19-85-83, обладающий плотностью $\rho = 17$ г/см³.

Для того, чтобы работа УВГ не способствовала дополнительным угловым колебаниям БЧЭ, центр масс пружин амортизаторов расположен в одной плоскости с центром масс четырех УВГ.

Практические результаты отработки системы, обеспечивающей стойкость к механическим воздействиям. Выбранная модель СА была отработана при проведении вибродинамических испытаний приборов типа МБИС (наземных испытаний), подтвердила свою работоспособность при натурной эксплуатации МБИС в составе КА навигационной группировки ГЛОНАСС.

На рис. 7 представлена амплитудно-частотная характеристика БЧЭ МБИС, подтверждающая верность проведенного расчета. На рис. 8 – виброграммы БЧЭ при действии ШСВ ($s_{\text{зад}} = 16$ г), на рис. 9 – виброграмма БЧЭ при действии низкочастотной синусоидальной вибрации в диапазоне частот $f = 5-100$ Гц амплитудой $A = 15$ г, на рис. 10 – виброграмма БЧЭ

при ударном воздействии длительностью $\tau = 2$ мс, амплитудой $A = 60$ g и $A = -60$ g.

Результаты проведенных работ по повышению стойкости к внешним механическим воздействиям модернизированного МБИС. Модернизированный МБИС имеет ряд конструктивных отличий от своих предшественников (МБИС для российских КА). Критичными для выбора параметров системы амортиза-

ции гироскопов являются габаритно-массовые и жесткостные характеристики БЧЭ. В модернизированном МБИС чувствительные элементы расположены неортогонально для повышения отказоустойчивости работы прибора. Данное конструктивное расположение привело к увеличению массы БЧЭ на 200 г и его габаритных размеров, но с сохранением жесткости и симметричности конструкции.

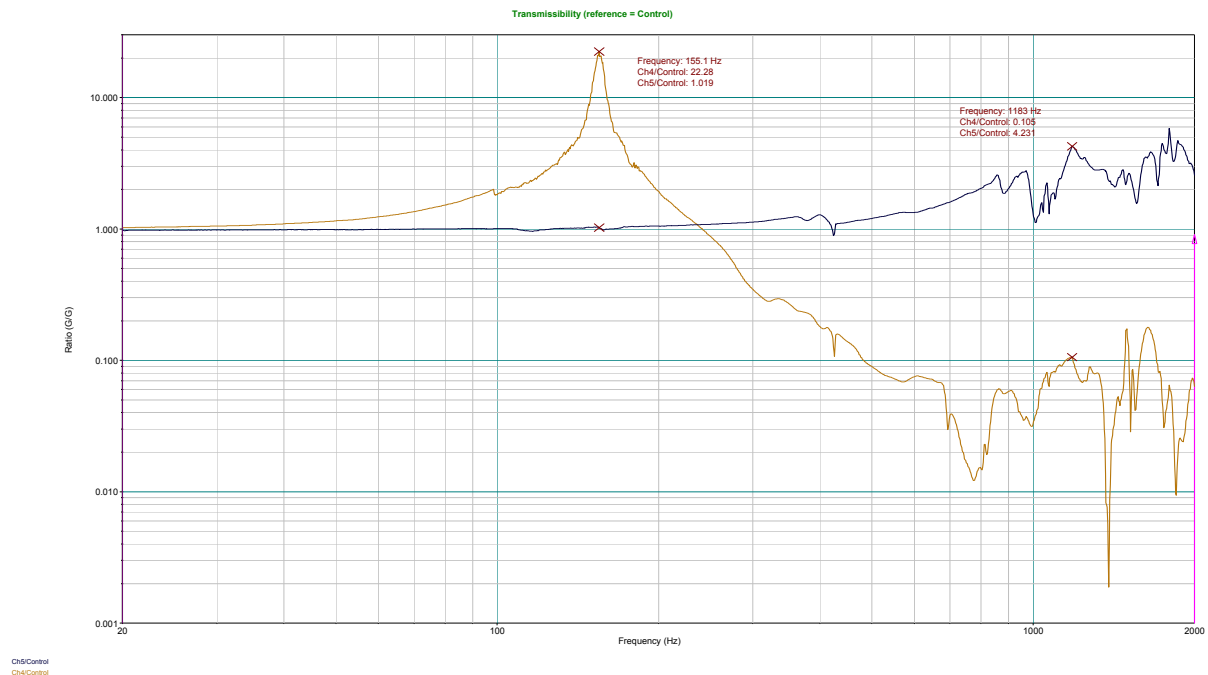


Рис. 7. Амплитудно-частотная характеристика БЧЭ МБИС

Fig. 7. Amplitude-frequency characteristics of the compact gyroscopic angular rate measurement

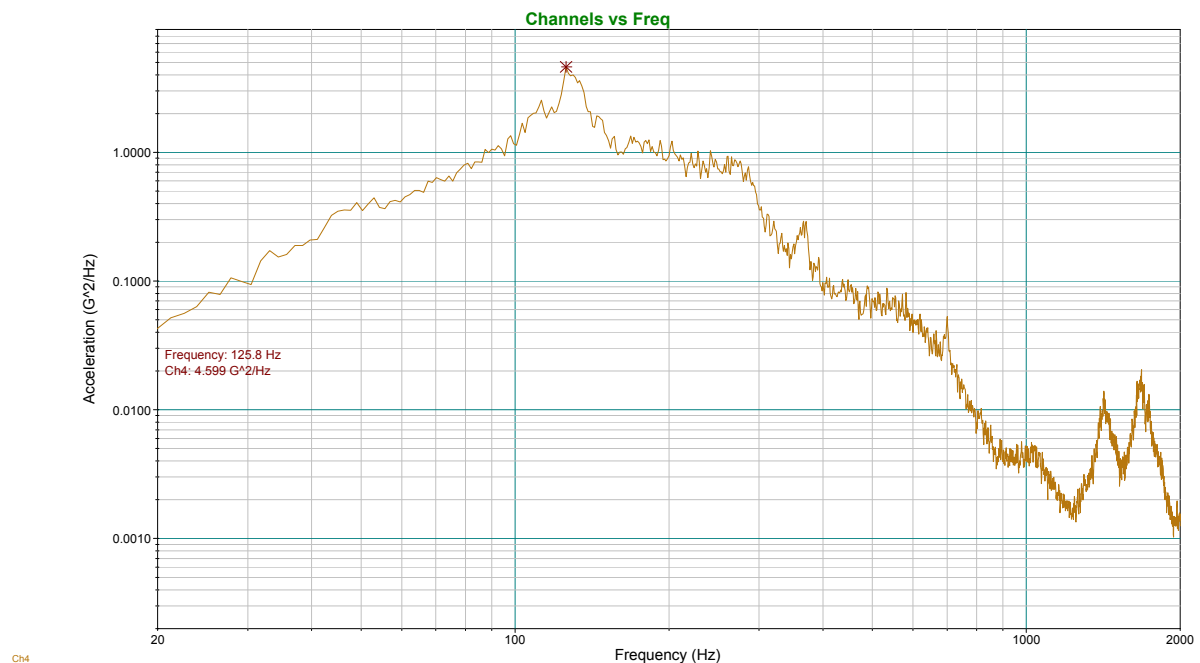


Рис. 8. Распределение спектральных плотностей при действии ШСВ

Fig. 8. Vibration record of the compact gyroscopic angular rate measurement during random vibrations

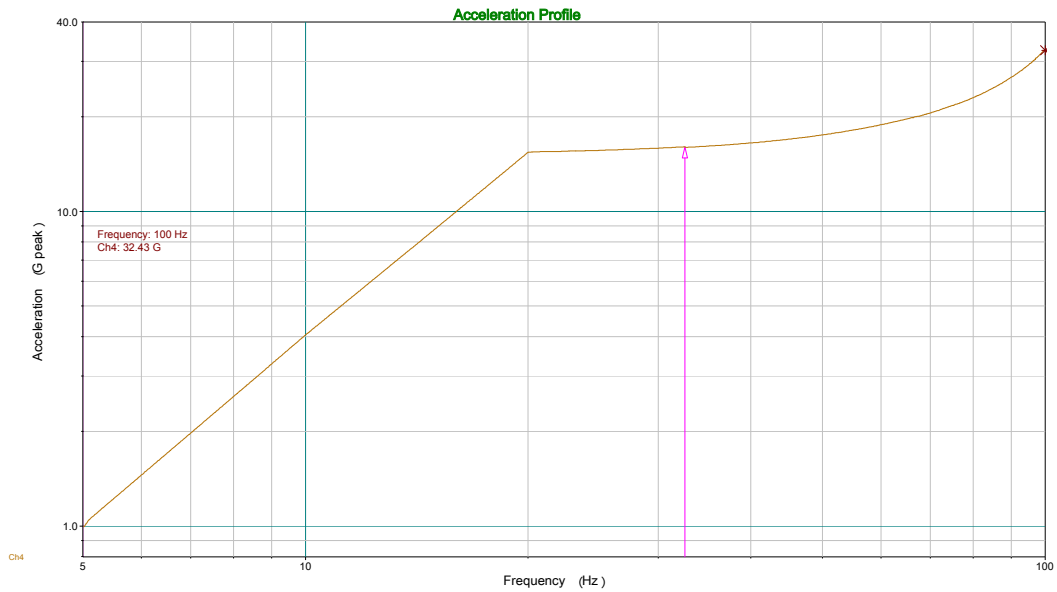


Рис. 9. Виброграмма БЧЭ при действии низкочастотной синусоидальной вибрации в диапазоне частот 5–100 Гц амплитудой $A = 15$ g

Fig. 9. Vibration record of the compact gyroscopic angular rate measurement during low frequency 5–100 Hz $A = 15$ g

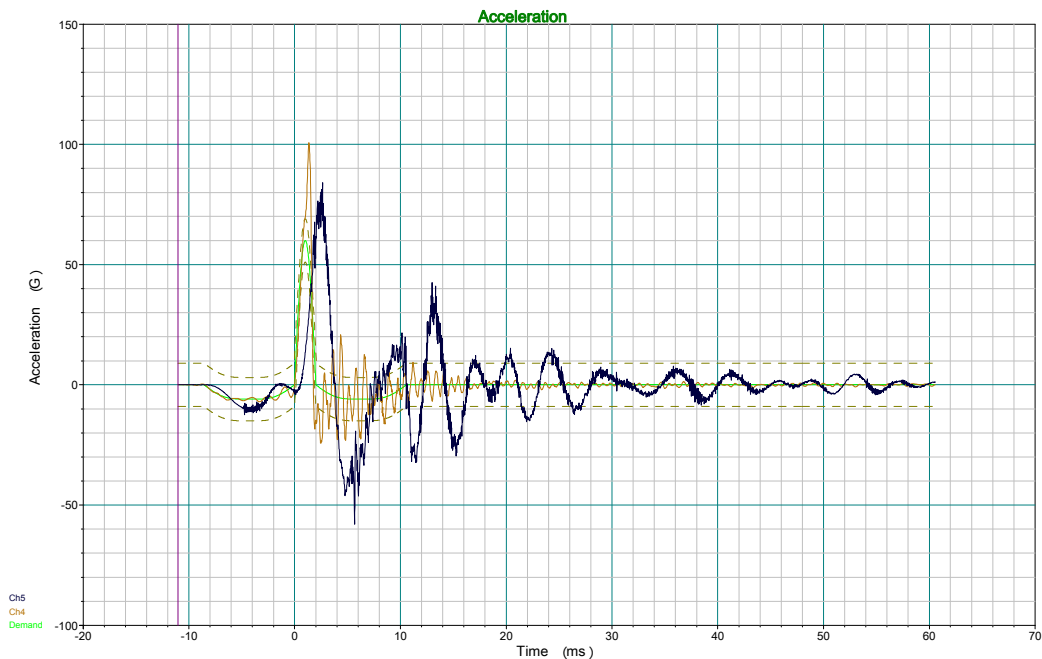


Рис. 10. Виброграмма БЧЭ при ударном воздействии длительностью $\tau = 2$ мс амплитудой $A = 60$ g

Fig. 10. Vibration record of the compact gyroscopic angular rate measurement during shock action $A = 60$ g $\tau = 2$ ms

Требования по стойкости к внешним механическим воздействиям, а именно, к ударным нагрузкам, у приборов отличаются (табл. 2), к вибрационным – похожи.

По разработанной расчетной модели системы амортизации (см. рис. 4) было получено, что при сохранении параметров системы амортизации при ударном воздействии на БЧЭ модернизированного МБИС

будет получена перегрузка, превышающая допустимую. На БЧЭ возникнет перегрузка, равная 107 g, при допустимой 100 g (рис. 11, 12). Проведенный анализ показал, что дополнительную перегрузку на БЧЭ обусловливает работа демпфера. Первый пик характеристики виброграммы БЧЭ вызван откликом конструкции БЧЭ (резонансная частота которого составляет

140 Гц) на ударное воздействие, второй – откликом частоты каждого (порядка 50 Гц) с частотой заданного ударного воздействия 10 мс. четырех демпферов в силу совпадения резонансной

Таблица 2

Ударные воздействия приборов типа МБИС

Требования	Ударные воздействия модернизированного МБИС (механического модуля МБИС)	Ударные воздействия МБИС
Направление	$\pm X, \pm Y, \pm Z$	$\pm X, \pm Y, \pm Z$
Амплитуда ударного воздействия	50 g	60 g
Длительность	10 ± 1 мс	2–3 мс
Количество	По три удара в каждом направлении	

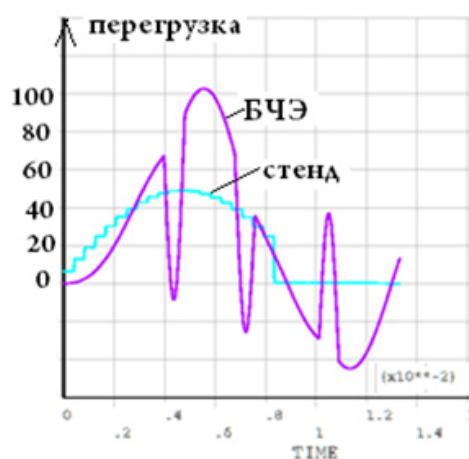


Рис. 11. Расчетная виброграмма БЧЭ модернизированного МБИС

Fig. 11. Theoretical vibration records of the modern compact gyroscopic angular rate measurements during shock action

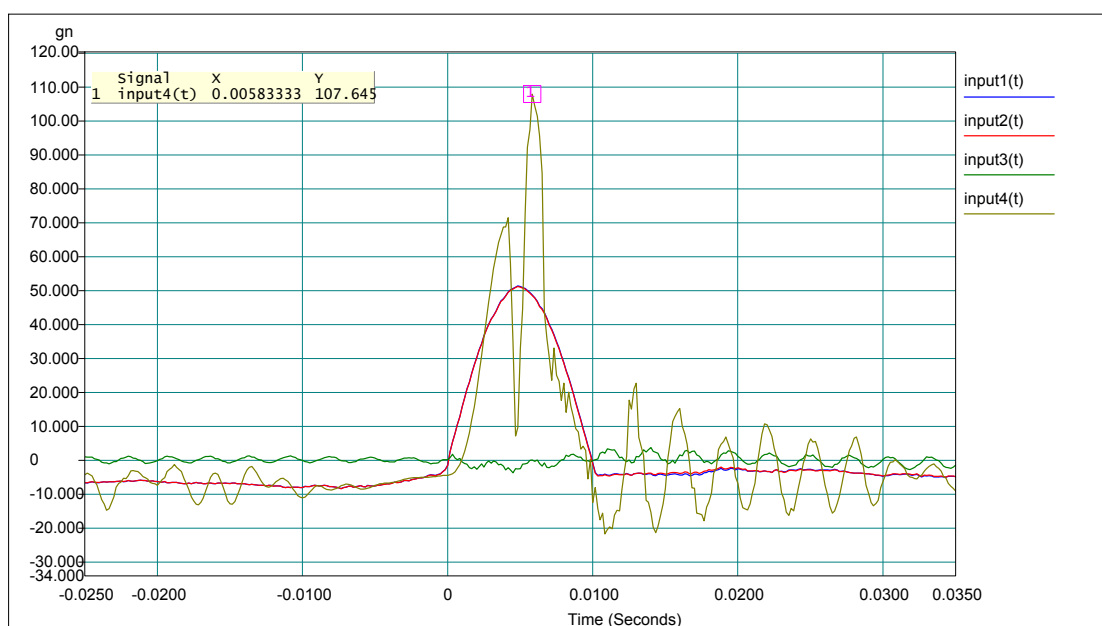


Рис. 12. Виброграмма БЧЭ, полученная в результате проведенного эксперимента

Fig. 12. Vibration records of the modern compact gyroscopic angular rate measurements during shock action

Техническое решение задачи по снижению значения перегрузки при ударном воздействии заключалось в следующем: сохранив габаритно-массовые характеристики системы амортизации и стойкость МБИС к вибродинамическим воздействиям, целесообразно изменить контактную жесткость соударений грузов в конструкции демпфера, что было достигнуто за счет увеличения толщины резиновой прокладки в конструкции демпфера с 1 до 2 мм. Расчетная и экс-

периментальная виброграмма БЧЭ при принятом техническом решении представлены на рис. 13, 14.

Проведенная оценка откликов БЧЭ при вибродинамических воздействиях (широкополосной случайной вибрации, низкочастотной синусоидальной) показала, что на БЧЭ возникнут допустимые ускорения. При использовании демпферов немодернизированной конструкции на БЧЭ возникнет максимально 60 g. При использовании модернизированных – 40 g (рис. 15).

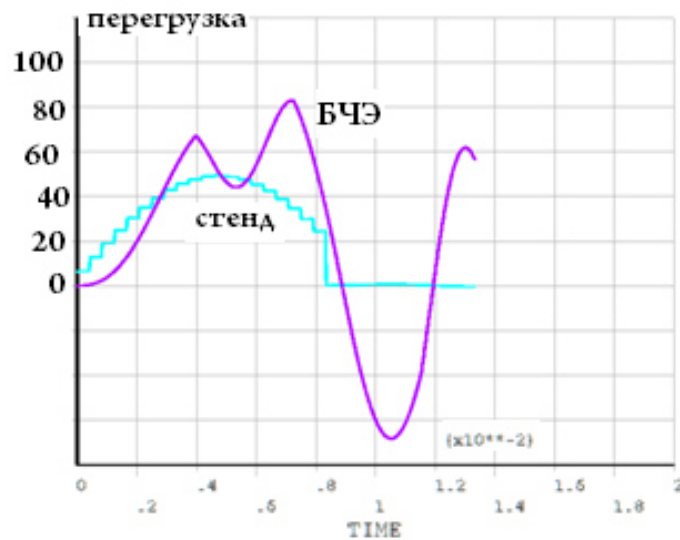


Рис. 13. Расчетная виброграмма БЧЭ модернизированного МБИС при изменении параметров системы амортизации

Fig. 13. Theoretical vibration records of the modern compact gyroscopic angular rate measurements during shock action after changing dimensions characteristics of protecting systems

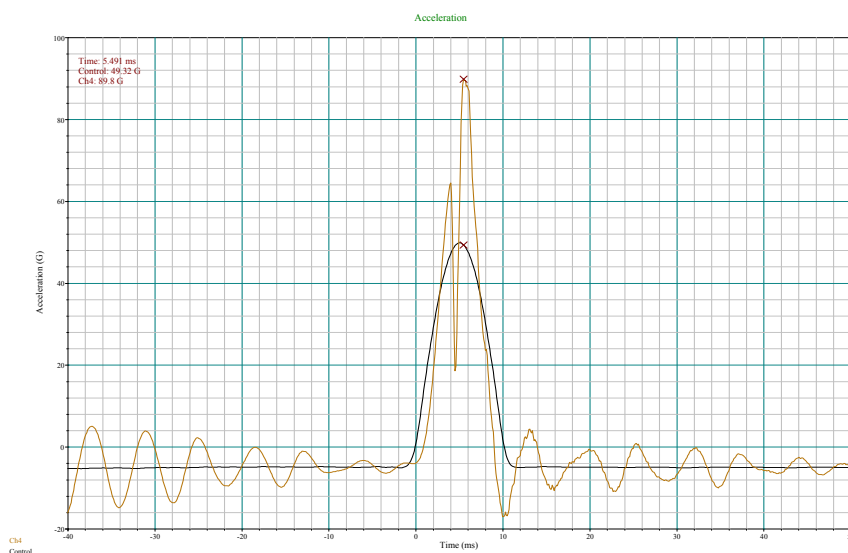


Рис. 14. Виброграмма БЧЭ модернизированного МБИС при изменении параметров системы амортизации

Fig. 14. Vibration records of the modern compact gyroscopic angular rate measurements during shock action after changing dimensions characteristics of protecting systems

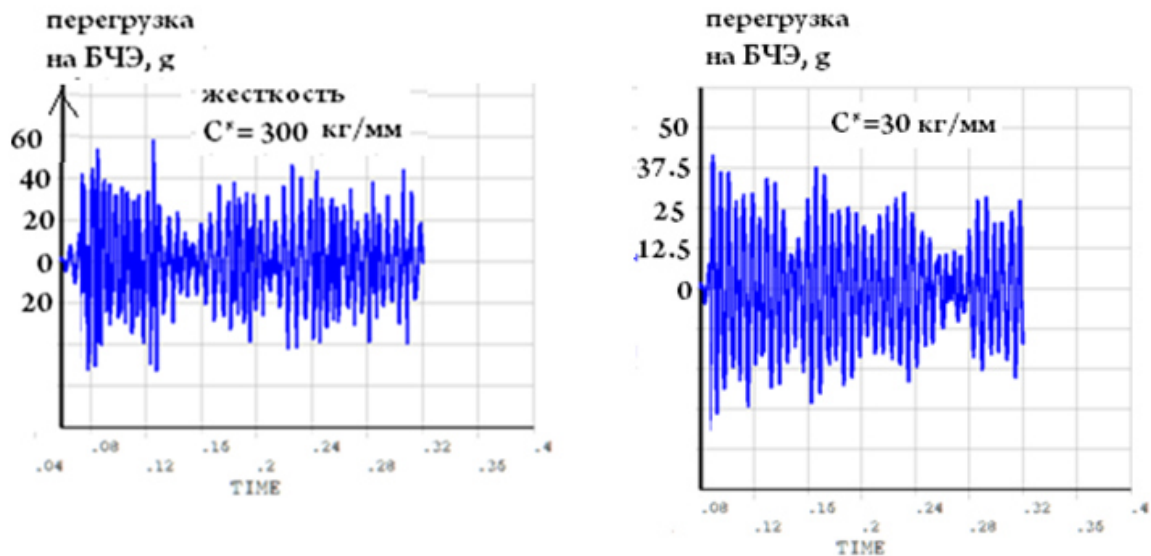


Рис. 15. Расчетная виброграмма БЧЭ модернизированного МБИС при использовании демпферов разных конструкций (слева – демпферов ранее изготавливаемых МБИС, справа – новых)

Fig. 15. Theoretical vibration records of the modern compact gyroscopic angular rate measurements during random vibration after changing dimensions characteristics of protecting systems

Выбранные конструктивные и вибродинамические параметры системы амортизации позволяют снизить действующие механические нагрузки на БЧЭ модернизированного прибора МБИС до допустимого уровня.

Заключение. Оригинальность и новизна представленных исследований заключается в их прикладном назначении. В работе была исследована конструкция конкретного, ранее разработанного прибора (МБИС, разработан для российского головного заказчика). На основе проведенного исследования была решена задача по моделированию происходящих в приборе физических процессов, связанных с внешними возмущающими факторами. Полученные результаты использованы для создания универсальной расчетной модели системы амортизации приборов типа МБИС. Система амортизации предназначена для обеспечения стойкости приборов типа МБИС к внешним механическим нагрузкам, действующим в процессе выведения КА на орбитальный участок полета.

В работе изложены основные принципы построения системы амортизации. Приведена ее расчетная модель. Представлены теоретические результаты моделирования и конкретные практические результаты отработки приборов типа МБИС при проведении вибродинамических испытаний.

Теоретический и практический результат работы определяется обоснованными результатами работы системы амортизации в составе приборов типа МБИС, возможностью использования опыта данной работы при разработке новых приборов систем ориентации и навигации с повышенными показателями отказоустойчивости, надежности и стойкости к внешним механическим воздействиям, как это было сделано при проектировании модернизированного МБИС для иностранного заказчика.

Библиографические ссылки

1. НИИ ПМ – НИИ прикладной механики им. академика В. И. Кузнецова [Электронный ресурс]. URL: <http://www.russian.space/250/> (дата обращения: 30.11.2017).
2. Сапожников И. Н., Неизвестных Ю. И., Душанин Н. Н. Приоритет – точность. М. : РЕСТАРТ, 2006. 190 с.
3. Динамически настраиваемый гироскоп : пат. 2248524 / Богатов А. Д., Игнатьев А. А., Новиков Л. З. 2005..
4. Дубинин А. В. Повышение ресурса газодинамической опоры малогабаритного динамически настраиваемого гироскопа для космических аппаратов : дис. ... канд. техн. наук. М., 2015. 118 с.
5. Состав группировки КНС ГЛОНАСС на 30.01.2018 г. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.glonass-iac.ru/GLONASS/> (дата обращения: 24.01.2017).
6. Бромберг П. В., Михалев И. А., Никитин Е. А. Гироскопические приборы и системы. М. : Высш. шк., 1971. 487 с.
7. Колосов Ю. А., Ляховецкий Ю. Г., Рахтеенко Е. Р. Гироскопические системы. Проектирование гироскопических систем / под ред. Д. С. Пельпора. М. : Высш. шк., 1977. 233 с.
8. Матвеев В. А., Подчерзцев В. П., Фатеев В. В. Гироскопические стабилизаторы на динамически настраиваемых вибрационных гироскопах. М. : Машиностроение, 1988. 263 с.
9. Новиков Л. З., Шаталов М. Ю. Механика динамически настраиваемых гироскопов. М. : Наука, 1985. 250 с.
10. Арзамасов Б. Н., Макарова В. И., Мухин Г. Г. Материаловедение. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2008. 648 с.

11. Уменьшение дрейфа динамически настраиваемого гироскопа от запуска к запуску / Д. С. Чиркин [и др.] // Вестник Московского государственного технического университета им. Н. Э. Баумана. Сер. «Приборостроение». 2017. № 1. С. 8.

12. Пельпор Д. С., Матвеев В. А., Арсеньев В. Д. Динамически настраиваемые гироскопы. Теория и конструкция. М.: Машиностроение, 1988. 263 с.

13. Артоболевский И. И., Боголюбов А. Н., Болотин В. В. Вибрации в технике: справочник: в 6 т. М.: Машиностроение, 1978. 351 с.

14. Тимошенко С. П. Колебания в инженерном деле. М.: Машиностроение, 1985. 472 с.

15. Ударный гаситель колебаний: пат. 621917 / Сысоев В. И. 1978.

References

1. *NII PM – NII prikladnoy mekhaniki im. akademika V. I. Kuznetsova* [SRI PM – Research Institute of Applied Mechanics. academician V. I. Kuznetsov]. Available at: <http://www.russian.space/250/> (accessed 30.11.2017).

2. Sapognikov I. N., Neizvestnih Y. I., Duhanin N. N. *Prioritet – tochnost'*. [Accuracy is priority]. Moscow, Reestrat Publ., 2006, 190 p.

3. Bogatov A. D., Ignatiev A. A., Novikov L. Z. *Dinamicheski nastraivaemyy giroskop* [Dynamically adjusted gyroscope]. Patent RF, no. 2248524. 2005.

4. Dubinin A. V. *Povyshenie resursa gazodinamicheskoy opory malogabaritnogo dinamicheski nastraivaemogo girosokopa dlya kosmicheskikh apparatov*. Diss. kand. tekhn. nauk. [Increasing recourse for gas dynamic support of dynamically adjusted gyroscopes. Cand. Diss.]. Moscow, 2015, 118 p.

5. *Sostav gruppировки KNS GLONASS na 30.01.2018 g.* [The composition of the GLONASS CNS grouping as of 01/30/2018]. Available at: <https://www.glonass-iac.ru/GLONASS/> (accessed 24.01.2017).

6. Bromberg P. V., Mihalev I. A., Nikitin E. A. *Giroskopicheskie pribory i sistemy*. [Gyroscopic devices and systems]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1971, 487 p.

7. Kolosov Y. A., Lyahovetskiy Y. G., Rahtenko E. R. *Giroskopicheskie sistemy. Proektirovanie giroskopicheskikh sistem* [Gyroscopic systems. Designing gyroscopic systems]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1977, 233 p.

8. Matveev V. A., Podchezertsev V. P., Fateev V. V. *Giroskopicheskie stabilizatory na dinamicheski nastraivaemykh vibratsionnykh giroskopakh* [Gyroscopic stabilizers used to dynamically adjusted gyroscopes]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988, 263 p.

9. Novikov L. Z., Shatalov M. Y. *Mekhanika dinamicheskii nastraivaemykh giroskopov*. [Mechanics of dynamically adjusted gyroscope]. Moscow, Nauka Publ., 1985, 250 p.

10. Arzamasov B. N., Makarova V. I., Muhin G. G. *Materialovedenie*. [Materials science]. Moscow, Izdatel'stvo MGTU im. N. E. Bauman Publ., 2008, 648 p.

11. Chirkin D. S., Roslovec P. V., Tatarinov F. V., Novikov L. Z. [Decrease drift of the dynamically adjusted gyroscopes]. *Vestnik moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. N. E. Bauman*. 2017, No. 1, P. 8 (In Russ.).

12. Pelpor D. S., Matveev V. A., Arsenyev V. D. *Dinamicheski nastraivaemye giroskopy. Teoriya i konstruktsiya*. [Dynamically adjusted gyroscopes. Theory and design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988, 263 p.

13. Artobolevskiy I. I., Bogoliybov A. N., Bolotin V. V. *Vibratsii v tekhnike* [Vibrations in engineering]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978, 351 p.

14. Timoshenko S. P. *Kolebaniya v inzhenernom dele* [Vibrations in engineering]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1985, 472 p.

15. Sisoey V. I. *Udarnyy gasitel' kolebaniy* [Stressed vibration damper]. Patent, no. 621917. 1978.

© Топильская С. В., Бородулин Д. С., Корнюхин А. В., 2018

РАЗДЕЛ
PART
3



ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ
ПРОЦЕССЫ
И МАТЕРИАЛЫ

TECHNOLOGICAL
PROCESSES
AND MATERIALS



ANALYSIS OF MICROSTRUCTURE OF LAMINATED POLYMER COMPOSITE MATERIAL OF METAL COMPOSITE OVERWRAPPED PRESSURE VESSELN. V. Eremin^{1,2}¹Institute of Computational Technologies SB RAS
53, Mira Av., Krasnoyarsk, 660049, Russian Federation²Institute of Computational Modeling SB RAS
50/44, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation
E-mail: kaizoku813@gmail.com

The microstructure of a layered polymeric composite material used in the construction of a metal composite overwrapped pressure vessel is investigated. The purpose of this work was to evaluate the parameters characterizing the structure of a laminate polymer composite material. Due to their technological and structural features, laminated polymer composite materials have a number of operational disadvantages that lead to a reduction in the overall level of strength characteristics. From the different zones of the nine-layer composite shell of the metal composite overwrapped pressure vessel, four vertical flat samples of the composite material for the manufacture of thin sections were cut out. The method of electron-scanning microscopy was used. The analysis of the percentage confinement of fibers in the matrix was carried out. The structure of the layered polymeric composite material is uniform with the presence of a dispersion of distances between the fibers. The analysis of porosity in a composite material was carried out. The analysis of the structure of composite materials with different porosity has shown that with increasing pore area and their number, the strength characteristics of composite tapes and reinforcing fibers decrease. Using the “mixture rule” and “polydispersity model”, the values of the effective modulus of elasticity of the composite material are estimated. It is determined that the modulus of elasticity of the composite material in the zone of the flange of the composite shell is less than at the equator. A complex evaluation of the quality of a laminate polymer composite material used in the structure of a metal composite overwrapped pressure vessel was carried out. The obtained results of inhomogeneity of the mechanical properties of the composite shell are necessary for design calculation of the stress-strain state of metal overwrapped pressure vessels.

Keywords: microstructure, carbon fibers, pores, modulus of elasticity, composite material, metal composite vessel.

Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 2. С. 346–354

АНАЛИЗ МИКРОСТРУКТУРЫ СЛОИСТОГО ПОЛИМЕРНОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА МЕТАЛЛОКОМПОЗИТНОГО БАКА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯН. В. Еремин^{1,2}¹Институт вычислительных технологий СО РАН
Российская Федерация, 660049, г. Красноярск, просп. Мира, 53²Институт вычислительного моделирования СО РАН
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/44
E-mail: kaizoku813@gmail.com

Исследована микроструктура слоистого полимерного композиционного материала, применяемого в конструкции металлокомпозитного бака высокого давления. Целью исследования являлась оценка параметров, характеризующих структуру слоистого полимерного композиционного материала. В связи с технологическими и конструктивными особенностями слоистые полимерные композиционные материалы имеют ряд недостатков при эксплуатации, которые приводят к снижению общего уровня прочностных характеристик. Из разных зон 9-слойной композитной оболочки металлокомпозитного бака высокого давления было вырезано 4 вертикальных плоских образца композиционного материала для изготовления шлифов. Исследования проводились с использованием электронно-сканирующей микроскопии. В ходе исследований были получены изображения микроструктуры композиционного материала с характерным высоким уровнем контраста между волокном и матрицей. Проведен анализ процентного содержания углеродных волокон в матрице. Определено, что структура слоистого полимерного композиционного материала однородна с наличием разброса расстояний между волокнами. Сравнительный анализ случайных зон микроструктуры композиционного материала указал на то, что разница в процентном содержании углеродных волокон в матрице между образцами, вырезанными с экватора, небольшая, однако имеется существенная разница между образцом, вырезанным с экватора, и образцом, вырезанным в зоне фланца. Проведен анализ пористости в композиционном материале. Анализ структу-

ры композиционных материалов с различной пористостью показал, что с ростом площади пор и их количества характеристики прочности композитных лент и армирующих волокон уменьшаются. Рассчитаны значения эффективного модуля упругости композиционного материала с использованием «правила смеси» и «полидисперсной модели». Определено, что модуль упругости композиционного материала в зоне фланца композитной оболочки меньше, чем на экваторе. Проведена комплексная оценка качества слоистого полимерного композиционного материала, применяемого в конструкции металлокомпозитного бака высокого давления. Полученные результаты неоднородности механических свойств композитной оболочки могут быть использованы при проектных расчетах напряженно-деформированного состояния металлокомпозитных баков высокого давления.

Ключевые слова: микроструктура, углеродные волокна, поры, модуль упругости, композиционный материал, металлокомпозитный бак.

Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-2-346-354

Introduction. Layered polymeric composite materials are one of the most popular and promising materials in the space and aviation industries. Composite materials have high strength, increased stiffness and low specific gravity, which increase the service life of products [1]. The main feature of composite materials is the structure of the material, which can be formed for a specific task and provide the necessary characteristics of mechanical properties. However, due to technological and structural features, composite materials have a number of shortcomings that appear during operation: the fibers break, there is a loss of stability of the fibers in the matrix, pores and voids are formed, the matrix is peeled off and microcracks are distributed [2]. All this leads to the emergence of stress concentrators and reduction in the overall level of strength characteristics.

Fibers in the composite material have higher physical and mechanical properties than components. When the matrix in the composite material is destroyed, the stresses are redistributed to adjacent fibers [3]. The higher the fiber content in the matrix and the packing density is, the higher the modulus of elasticity and strength of the material are. Thus, the volume content of the filler (fibers) plays an important role in the composition of polymer composite materials. In this regard, there is a need for detailed consideration of the volume content of carbon fibers in the epoxy matrix, which have a significant effect on the characteristics of mechanical properties.

Another important parameter that determines the strength properties of a composite material is the porosity of the material structure. The reasons for the appearance of pores in composite materials are explained differently by researchers: some believe that pores are formed from residues of air and volatile products captured during the manufacture of preregs; others account it for the presence of moisture in the structure of the composite, while others suggest that pores are formed as a result of both manifestations [4]. The pores in the composite material primarily influence the strength properties of the material, the fiber packing density in the matrix is disturbed (large distances between the fibers occur), there is a loss of fiber stability in the matrix and the formation of cracks at the pore boundaries. All this leads to additional stresses, which directly affects the strength characteristics of the material.

Due to these features of the structure of laminate polymeric composite materials, it is necessary to examine in detail their structural parameters.

Existing domestic and foreign methods for studying the microstructure of layered polymeric composite materials do not allow conducting full research and providing a comprehensive assessment of the quality of the material. The standard method for determining the volume content of the reinforcing filler is based on the chemical decomposition of the ASTM D 3171 polymer matrix [5]. The main problem in determining the volume content of reinforcing filler according to this method is the assumption of complete destruction of the polymer matrix in the absence of a destructive effect on the reinforcing filler [6]. Standard methods for determining the structure of composite materials for the presence of porosity are based on determining the density of the composite and its constituent components according to ASTM D 2734 [7] or GOST 15139-69 [8]. This method determines the values of the analyzed parameter averaged over the sample volume and does not allow obtaining complete information on the geometric characteristics of the pores and their distribution over the sample surface.

The optimal solution for studying the microstructure of laminated polymeric composite materials is the use of electron-scanning microscopy [9–11]. The purpose of this work was to evaluate the parameters characterizing the structure of a polymeric laminated composite material used in the construction of a metal-composite high-pressure tank (MCHPT) using electron scanning microscopy to determine: the volume content of fibers in a composite tape, the porosity, the volume content of fibers and the effective modulus of elasticity of composite material.

Samples, methods, equipment, sample preparation. The object of the study was the microstructure of the composite shell, formed during the production of a metal-composite high-pressure tank. This tank is used in electric reactive propulsion systems of space vehicles and is intended for storage of xenon (working fuel). The MCHPT consists of a titanium liner that provides tightness, and a 9-layer power composite shell providing structural strength (fig. 1).

The composite shell is made by the method of continuous multilayer winding on the liner of a composite tape impregnated with an epoxy binder ED-I. The composite material consists of a set of differently oriented composite tapes based on T1000 carbon fibers, which, during the winding process, are laid on the underlying layers at different reinforcement angles. The structural diagram of the layered polymer composite used in the MCHPT is shown in fig. 2.

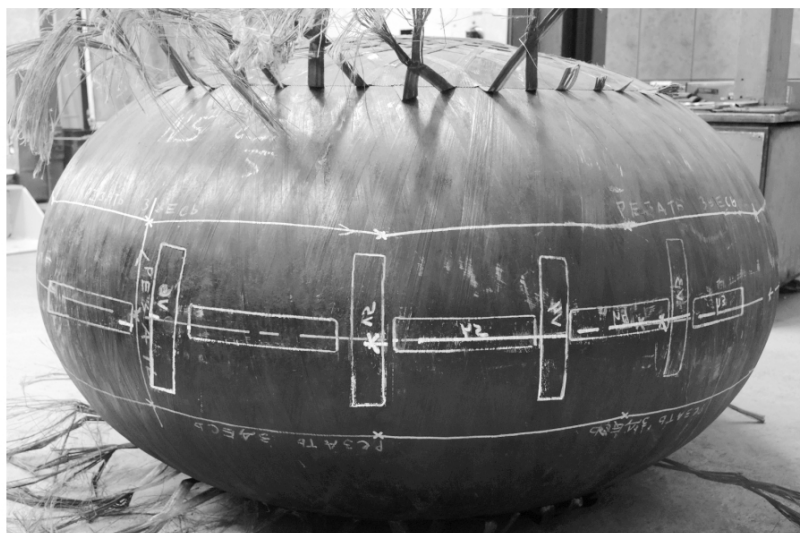


Fig. 1. Metal composite overwrapped pressure vessel with designated zones for cutting samples

Рис. 1. Металлокомпозитный бак высокого давления с обозначенными зонами для вырезки образцов

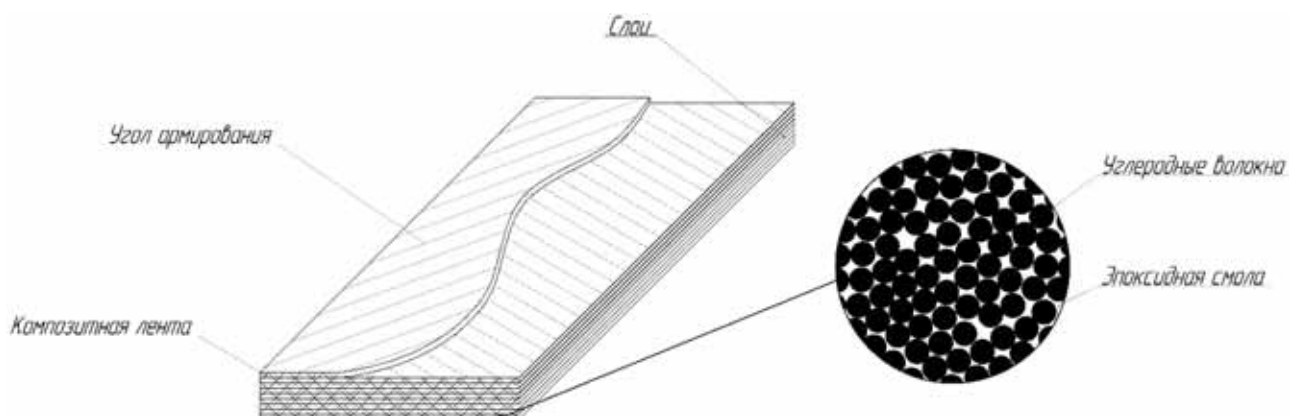


Fig. 2. The scheme of unidirectional 9-layer composite material

Рис. 2. Схема однонаправленного 9-слойного композиционного материала

In the design of the MCHPT, the most suitable zone for cutting unidirectional specimens is the equatorial zone, in which the angle of laying the belt is minimal and is 10 degrees [12]. In addition, unidirectional samples were cut near the MCHPT flange. Due to the technological feature of winding of the composite tape on the liner, the shell has a variable thickness. As we approach the pole hole, the composite tape more and more overlaps the underlying layers, forming a composite shell of variable thickness, which leads to heterogeneity of mechanical properties, as well as the appearance of additional flexural forces [13]. This necessitates a detailed consideration of the microstructure of the composite material in the flange region.

Experimental studies were carried out in the laboratory of electron-structural studies of the "Center for Collective Use" of the Siberian Federal University (CCU of SFU).

From the different areas of the MCHPT 4 vertical flat samples of composite material were cut out to make polished sections. Flat unidirectional samples were cut with a linear precision saw IsoMet 5000 BUEHLER. Grinding was carried out using silicon carbide paper (grain size up to P2400), after which the polished sections were polished using diamond pastes with a gradual reduction in the grain size to 0.25 μm . The final polishing was carried out on the Beta Grinder-Polisher (BUEHLER). The samples were then cleaned in an ultrasonic bath in high purity alcohol, and dried. The samples were weighed on a Mettler ToledoXS 205 DR analytical balance (0.1 μg accuracy). The samples were pressed into a phenolic epoxy resin on a Simplimet 3000 automatic press (BUEHLER), then their cross sections were polished with diamond paste up to 0.25 μm in size.

The primary visual control of the surface of the samples was carried out with an optical microscope Nikon

LV100D. The microscope is equipped with a CCD camera (5 megapixel) for transferring images to a computer. Subsequent studies of the microstructure and morphology of the surface of the transverse sections of the samples were carried out with an electron scanning microscope (ESM) JEOL JSM 6490LV.

In the course of the studies, images of the microstructure of the composite material of the MCHPT were obtained using an ESM with a distinctive high level of contrast between the fiber and the matrix. To estimate the average value of the volume content of fibers in the matrix, measurements were made for randomly selected zones. According to the recommendations, in the study [12] we applied zoom with 30 to 100 fibers appearing in the field of view, in the case of ESM usage the optimum zoom was x2000.

Results and their discussion Determination of the volume content of fibers in a composite tape. Fig. 3 shows the microstructure of the composite material cut from the equator of the MCHPT. The image at 2000 times magnification was processed using ImageJ. (fig. 3, *b*).

From the analysis of the obtained images it follows that the structure of the composite material is uniform with the presence of a large spread of distances between the fibers. The average diameter of carbon fibers T1000 was 5.42 microns.

A comparative analysis of the thin sections of the random zones of the microstructure of the composite material

(fig. 4) indicates that the difference in the percentage of carbon fibers in the matrix between the samples cut from the equator is small (fig. 4, *a–c*), in all cases the microstructure is homogeneous. However, there is a significant difference between the sample cut from the equator (fig. 4, *b*) and the sample cut out in the flange zone (fig. 4, *d*). In the latter case, the microstructure of the sample cut out in the flange region (fig. 4, *d*) has a lower density of carbon fibers than on samples from the equator.

In the course of the study, the average values of the volume content of fibers in the composite tape were obtained for each sample, the results are shown in tab. 1.

The percentage of carbon fibers in the composite tape at the equator is 75.31 %, which corresponds to the optimal values according to the data of [3], which are in the range 65–83 %. However, in the case of MCHPT, where the thickness of the composite shell is variable, the percentage of carbon fibers varies with the transition from the equator to the flange region. Near the flange, the carbon fiber content was 61.33 %. The change in the percentage of fibers leads to a change in the characteristics of the mechanical properties of both the material and the shell as a whole.

Determination of porosity in the composite material of the MCHPT. To determine the porosity in the composite material, we used ESM at a 100-fold magnification of the image (fig. 5).

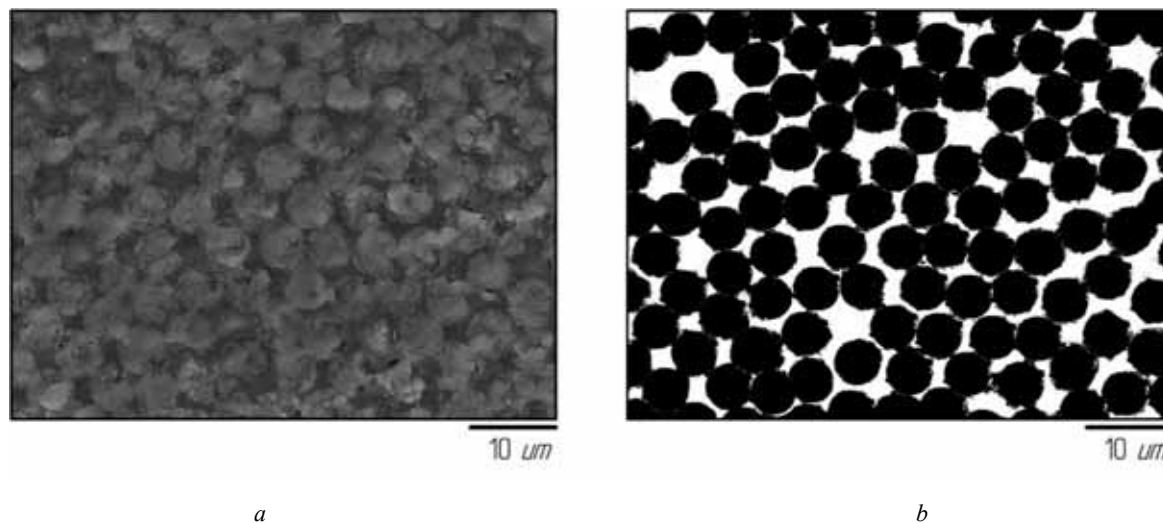


Fig. 3. The microstructure of the composite material at 2000 times magnification before (*a*) and after (*b*) computer processing

Рис. 3. Микроструктура композиционного материала при 2000-кратном увеличении до (*a*) и после (*б*) компьютерной обработки

Table 1

The values of the volume content of fiber in the matrix for the composite tape

Sample	Average value of fiber content, %
Sample cut from the equator № 1	77.8
Sample cut from the equator № 2	75.39
Sample cut from the equator № 3	72.75
Sample cut from the flange № 4	61.33

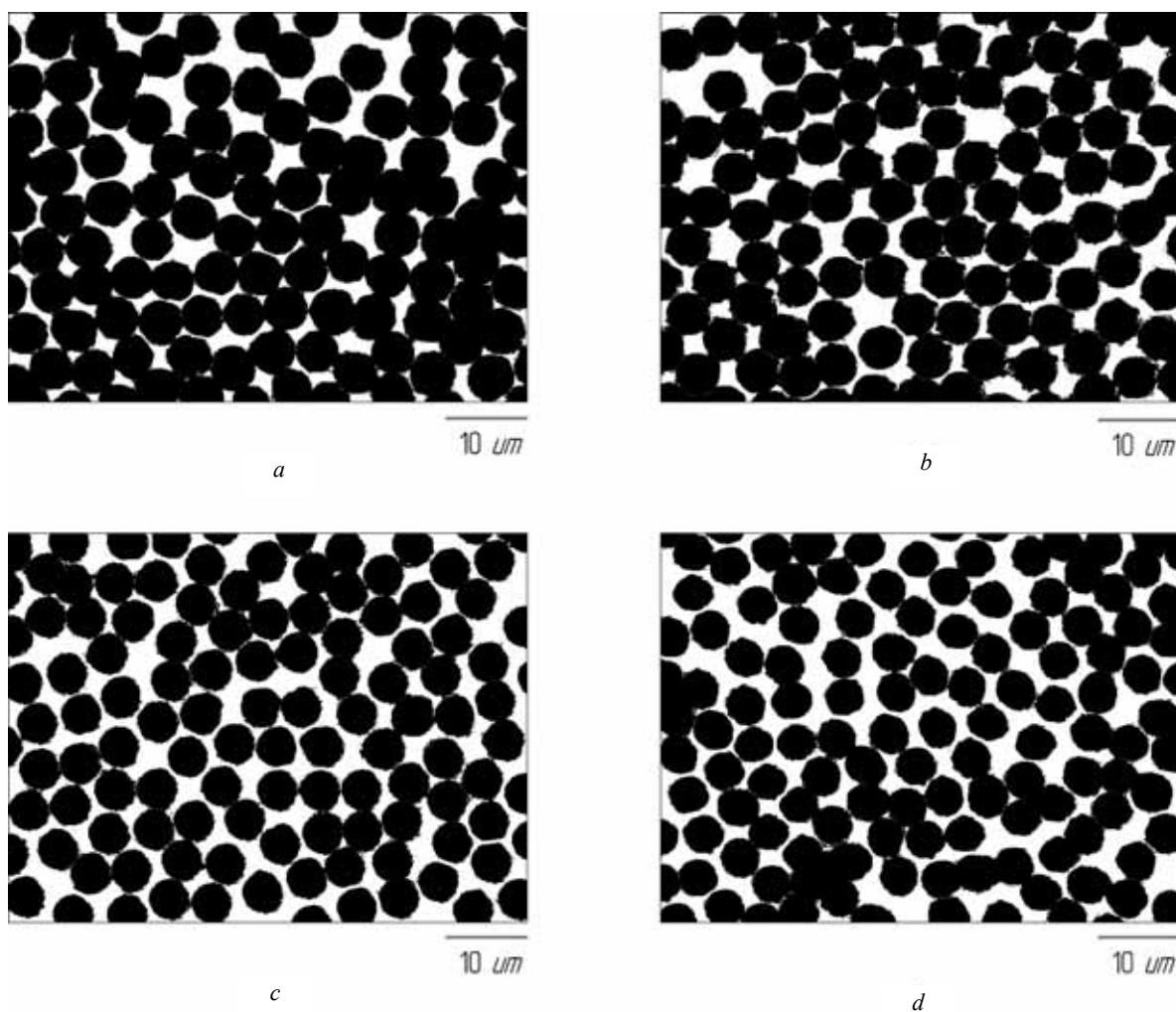


Fig. 4. Comparative analysis of the microstructure of the composite material at 2000 times magnification:
a – first sample; *b* – second sample; *c* – third sample; *d* – fourth sample

Рис. 4. Сравнительный анализ микроструктуры композиционного материала при 2000-кратном увеличении:
a – первый образец; *b* – второй образец; *c* – третий образец; *d* – четвертый образец

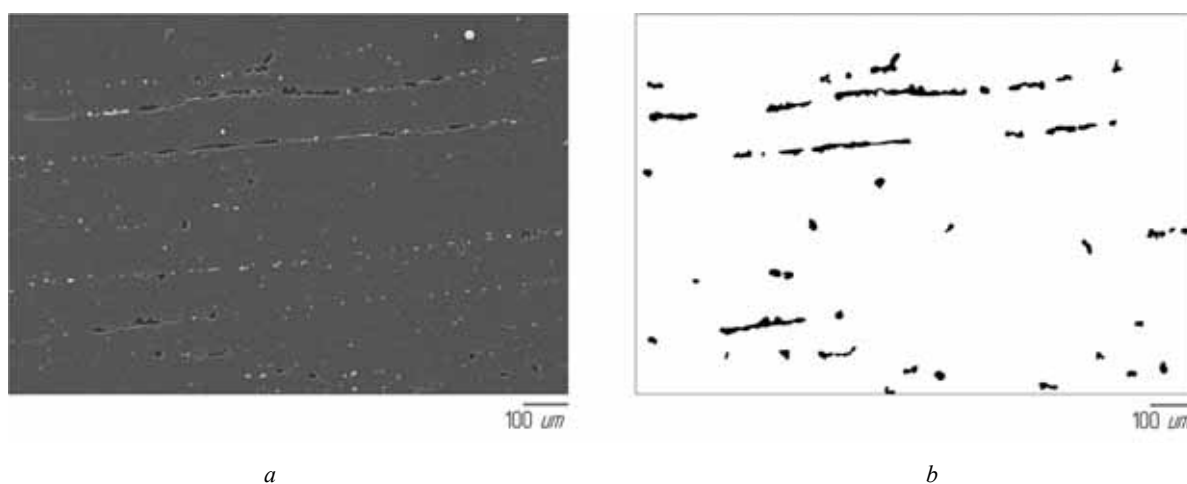


Fig. 5. The microstructure of the composite material at 100 times magnification before (*a*)
 and after (*b*) computer processing

Рис. 5. Микроструктура композиционного материала при 100-кратном увеличении до (*a*)
 и после (*b*) компьютерной обработки

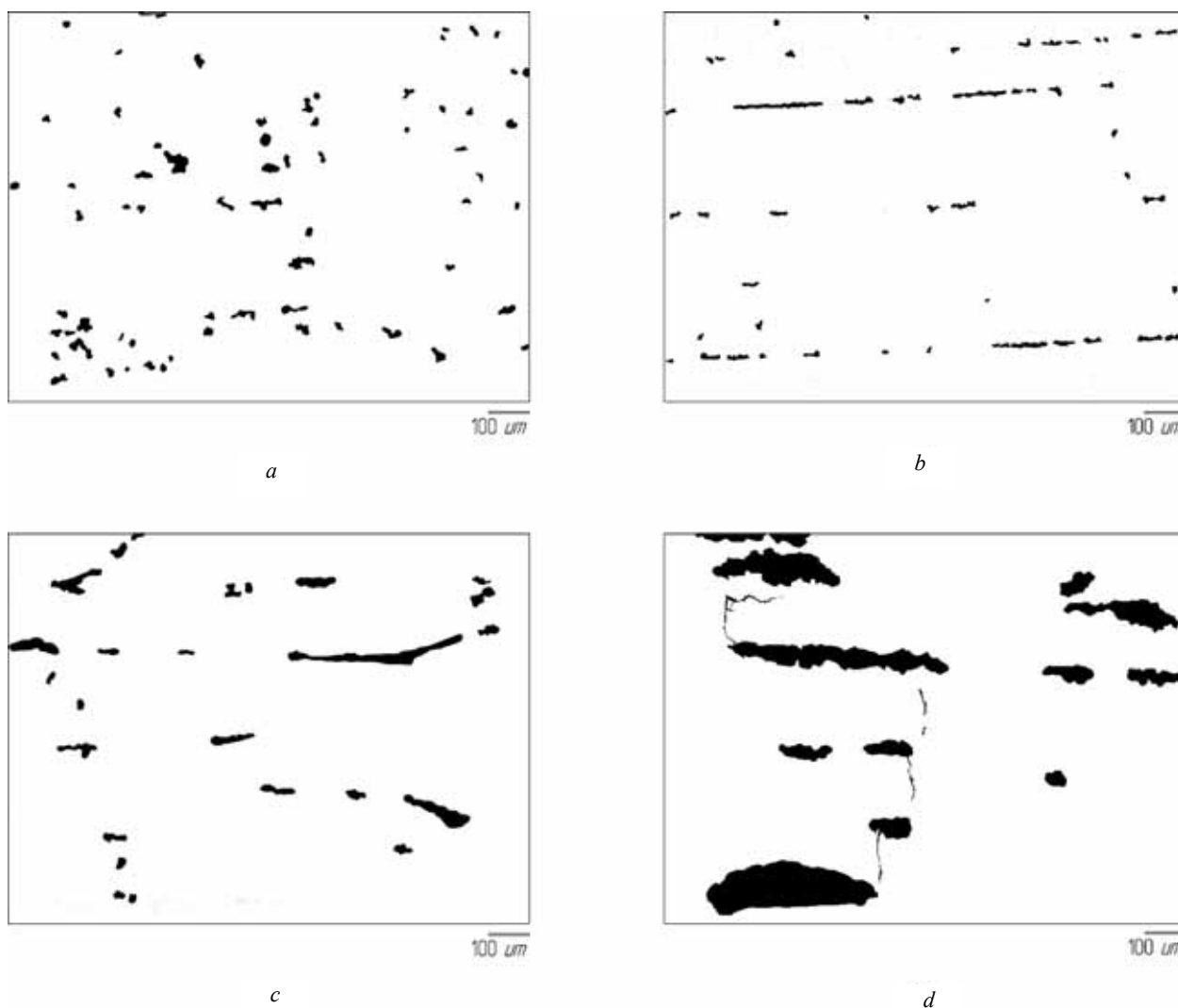


Fig. 6. Comparative analysis of the microstructure of the composite material at 100 times magnification:
a – first sample; *b* – second sample; *c* – third sample; *d* – fourth sample

Рис. 6. Сравнительный анализ микроструктуры композиционного материала при 100-кратном увеличении:
a – первый образец; *b* – второй образец; *c* – третий образец; *d* – четвертый образец

Characteristics of the porosity of the composite material of the MCHPT

Table 2

Cut sample area	Pore occurrence, %	Average pore area, μm
Equator	2.32	726.58
Flange area	11.678	49038.63

A comparative analysis (fig. 6) showed that the microstructure of the laminate polymer composite material has a chaotic pore distribution. The pores on the equator (fig. 6, *a–c*) have small dimensions, and also frequent distribution over the surface. On the sample cut in the flange zone (fig. 6, *d*) there are critically large pores that create a stress concentration in the material. This is explained by the fact that during the winding of the composite tape in the flange area, the composite tape does not adhere well that leads to an excess of resin and the appearance of pores. This feature of the technological process is determined by the complexity of the elliptical shape of the liner.

During the research, the porosity characteristics of the composite material (percentage of porosity and average pore area) were determined. The results are shown in tab. 2.

Analysis of the structure of composite materials with different porosity shows that with the growth of the number of pores and their area, the strength characteristics of composite tapes and reinforcing fibers are reduced.

The most dangerous are elongated pores, the length of which exceeds the critical length of the fiber in the composite material. Such pores are stress concentrators and under external influences on the design or the occurrence of internal residual stresses in the material, they are the sources of the occurrence of microcracks.

Determination of the volume content of fibers in the composite material of the MCHPT. To determine the actual volume content of fibers in the matrix for a laminate polymer composite material, it is necessary to take into account the porosity of the material and the excess of epoxy resin according to the formula:

$$V_{\phi} = V_{\text{кл}} \cdot (\Pi_{\text{к}} + \text{И}_{\text{эс}}) \quad (1)$$

where $V_{\text{кл}}$ is the volume content of fibers in the composite tape, %; $\Pi_{\text{к}}$ is porosity of the composite material, %; $\text{И}_{\text{эс}}$ is epoxy resin excess.

Excess of epoxy occurs during the process of impregnating the composite tape with a binder between the layers. At the equator (sample No. 1–3), no epoxy resin excess is observed, however, an excess of epoxy resin between the layers is present in the flange zone (sample No. 4) (fig. 7). Due to the imperfection of the technological process of winding the composite tape onto the forming liner, this factor must be taken into account when calculating the actual volume content of fibers in the matrix.

Based on the photographs of the microstructures of the composite material cut out in the flange zone, the percentage of excess resin was determined as 7.44 %

The actual values of the volume content of the fibers for each sample were calculated using all the processed data obtained (tab. 1, 2) and are presented in tab. 3.

Calculation of the effective modulus of elasticity of the composite material of the MCHPT. The effective

modulus of elasticity of a composite material is calculated using the “mixture rule” formula [3]:

$$E_{\text{к}} = E_{\text{н}} V_{\text{н}} + E_{\text{м}} V_{\text{м}}, \quad (2)$$

where $E_{\text{н}}, E_{\text{м}}$ is the modulus of elasticity of the filler and matrix; $V_{\text{н}}, V_{\text{м}}$ is volumetric content of filler and matrix, %.

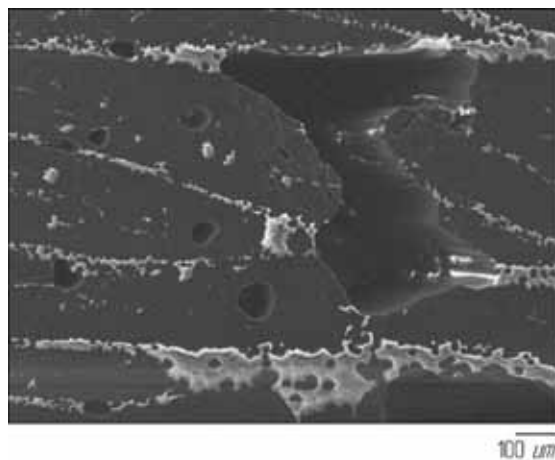
According to the formula (2), the strength of the composite material must increase proportionally to the volume content of the fiber in the matrix.

In addition to the “rules of mixtures”, one can use the “polydisperse model of a medium with cylindrical inclusions” (CCA) to calculate the effective modulus of elasticity under uniaxial loading in the direction of the axis of a single compound cylinder [14]:

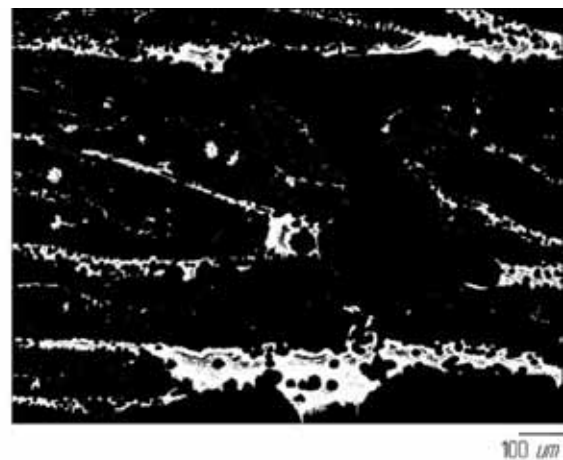
$$E_{\text{пл}} = V_{\text{н}} \cdot E_{\text{н}} + (1 - V_{\text{н}}) \cdot E_{\text{м}} + \frac{4(v_{\text{н}} - v_{\text{м}})^2 \cdot V_{\text{н}}(1 - V_{\text{н}})}{(1 - V_{\text{н}}) + \frac{V_{\text{н}}}{K_{\text{н}}} + \frac{1}{K_{\text{м}}} + \frac{1}{G_{\text{м}}}}, \quad (3)$$

where, $v_{\text{н}}, v_{\text{м}}$ is Poisson’s ratio of filler and matrix; $K_{\text{н}}, K_{\text{м}}$ is bulk modulus of elasticity of filler and matrix; $G_{\text{м}}$ is matrix shear modulus.

Formula (3) is the basic model in micromechanics, which was proposed by Hashin [15]. The peculiarity of this model is that additional characteristics of the mechanical properties of both the filler material and the matrix are taken into account.



a



b

Fig. 7. The microstructure of the composite material near the flange at 100 times magnification before (a) and after (b) computer processing

Рис. 7. Микроструктура композиционного материала вблизи фланца при 100-кратном увеличении до (а) и после (б) компьютерной обработки

Table 3

The values of the volume content of fibers in the matrix for the composite material of the MCHPT

Sample	The actual volume content of fibers in the matrix, %
Sample cut from the equator № 1	76
Sample cut from the equator № 2	73.64
Sample cut from the equator № 3	71.06
Sample cut from the flange № 4	49.6

Table 4

Characteristics of the mechanical properties of carbon fiber T1000 and epoxy resin ED-I

Characteristic	E_H	E_M	G_M	K_H	K_M	V_H	V_M
Value	290 hPa	3 hPa	1.13 hPa	219.69 hPa	2.7 hPa	0.28	0.32

Table 5

The values of the effective modulus of elasticity of the composite material of the MCHPT

Sample	Effective modulus of elasticity, hPa
Sample cut from the equator № 1	221.12
Sample cut from the equator № 2	214.34
Sample cut from the equator № 3	206.94
Sample cut from the flange № 4	144.63

The mechanical characteristics of the composite material MCHPT were taken from the technical documentation of the product and are presented in tab. 4.

According to formulas (2) and (3), elastic moduli of the composite material for each sample were determined. The elastic moduli determined by the “polydisperse model” are consistent with the modules determined by the “rule of mixtures”. Taking into account additional parameters of the model gives insignificant differences. In this regard, the results presented only for “polydisperse” model are reflected in table 5.

The modulus of elasticity of the composite material MCHPT near the flange is 32 % less than the modulus of elasticity of the composite material from the equator. However, the “mixture rule” and “polydisperse model” for composites with unidirectional fibers are based on the assumption that the strength of the composite depends only on the strength and the ratio of the components, and also that the bond at the interfaces is ideal. However, these equations are not capable of giving a reliable estimate of the strength of a laminated composite material. The stiffness and strength of a laminated polymeric composite are mainly determined by the outer layers and the contribution of each layer [16]. For this reason, the obtained effective modulus of elasticity may not correspond to the experimental data presented in the study [17].

Conclusion. The results of the study made it possible to give a comprehensive evaluation of the quality of the layered polymeric composite material of MCHPT using parameters characterizing the structure of the material.

Based on the results obtained, the volume content of carbon fibers (taking into account porosity) in the composite material of the MCHPT at the equator is 73.56 %, which corresponds to the optimal values. However, near the flange, the volume content of carbon fibers is 49.6 that is significantly lower than the optimal values.

Despite the overestimation of the effective modulus of elasticity of the composite material of the MCHPT, the “mixture rule” and the “polydisperse model” are useful for approximate calculations. From tab. 5, it can be concluded that the effective modulus of elasticity in the equatorial zone and near the flange has a large difference in values. In this regard, in the design calculations of the stress-strain state of the MCHPT, it is necessary to take

into account the heterogeneity of the mechanical properties of the composite shell.

Acknowledgments. The author expresses his gratitude to the employee of the Electron-Structural Research of the Siberian Federal University PhD E. N. Fedorova for assistance in the preparation and laboratory research.

Благодарности. Автор выражает благодарность сотруднику лаборатории электронно-структурных исследований ЦКП СФУ, канд. техн. наук Е. Н. Федоровой за помощь в подготовке и проведении лабораторных исследований.

References

1. Vasilev V. V., Protasov V. D., Bolotin V. V. *Kompozitsionnye materialy: Spravochnik* [Composite Materials: Handbook]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1990, 512 p.
2. Gunyaev G. M. *Struktura i svoystva polimernykh voloknistykh kompozitov* [Structure and properties of polymeric fibrous composites]. Moscow, Khimiya Publ., 1981, 232 p.
3. Kerber M. L., Vinogradov V. M., Golovkin G. S. *Polimernye kompozitsionnye materialy: struktura, svoystva, tekhnologiya* [Polymer composite materials: structure, properties, technology]. Sankt Peterburg, Professiya Publ., 2008, 560 p.
4. Dushin M. I., Donetski K. I., Karavaev R. Y. [Identification of the reasons of porosity formation when manufacturing composites]. *Trudy VIAM*. 2016, No. 6, P. 8 (In Russ.).
5. ASTM D3171-15. Standard Test Methods for Constituent Content of Composite Materials, ASTM International, West Conshohocken, PA, 2015.
6. Gulyaev A. I., Iskhodzhanova I. V., Juravleva P. L. [Application of optical microscopy method for the quantitative analysis of polymer composite material structure]. *Trudy VIAM*. 2014, No. 7, P. 7 (In Russ.).
7. ASTM D2734-16. Standard Test Methods for Void Content of Reinforced Plastics. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2016.
8. GOST 15139-69. *Plastmassy. Metod opredeleniya plotnosti (ob'emnoi massy)* [Plastics. Methods for the determination of density (mass density)]. Moscow, Standartinform Publ., 1969, 17 p.

9. Gul V. E. *Struktura i prochnost polimerov* [Structure and strength of polymers]. Moscow, Khimiya Publ., 1971, 334 p.
10. Litvinov V. B., Kobets L. P., Toksanbaev M. S., Deev I. S., Buchnev L. M. [Structural-mechanical properties of high-strength carbon fibers]. *Kompozity i nanostруктуры*. 2011, No. 3, P. 36–50 (In Russ.).
11. Goldshtein R. V. *Mekhanika razrusheniya. Razrushenie materialov* [Mechanics of Destruction. Destruction of materials]. Moscow, Mir Publ., 1979, 240 p.
12. Composite material handbook. Vol. 1. Polymer matrix composites guidelines for characterization of structural materials. 2002. 586 p.
13. Eremin N. V., Moskvichev E. V. [Verification of the relationships for calculating the composite shell thickness of metal composite overwrapped pressure vessel]. *Konstruktsii iz kompozitsionnykh materialov*. 2017, No. 3, P. 3–7 (In Russ.).
14. Tarasova E. S. [Research of the mechanical properties of composite material, reinforced with carbon nanotubes]. *Molodezhnyi nauchno-tekhnicheskii vestnik*. 2014, No. 7, P. 14 (In Russ.).
15. Hashin Z., Rosen B. W. Composite Cylinder Assemblage (CCA). *Journal of Applied Mechanics*. 1964, Vol. 31, P. 223.
16. Brautman L., Krok R. *Kompozitsionnye materialy. Tom 6: Granitsy razdelov v polimernykh kompozitakh* [Composite Materials. Vol. 6: The interfaces in polymer composites]. Moscow, Mir Publ., 1978, 294 p.
17. Moskvichev E. V., Eremin N. V. [Evaluation of the mechanical properties and thickness of the composite shell of a metal composite overwrapped pressure vessel]. *Deformatsiya i razrushenie materialov*. 2017, No. 12, P. 40–45 (In Russ.).
5. ASTM D3171-15. Standard Test Methods for Constituent Content of Composite Materials. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2015.
6. Гуляев А. И., Исходжанова И. В., Журавлева П. Л. Применение метода оптической микроскопии для количественного анализа структуры ПКМ // Труды ВИАМ. 2014. № 7. С. 7.
7. ASTM D2734-16. Standard Test Methods for Void Content of Reinforced Plastics. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2016.
8. ГОСТ 15139–69. Пластмассы. Метод определения плотности (объемной массы) : утв. Комитетом стандартов, мер и измерительных приборов при Совете Министров СССР от 17 декабря 1969 г. № 1365. Введ. 1970–07–01. 17 с.
9. Гуль В. Е. Структура и прочность полимеров. М. : Химия, 1971. 334 с.
10. Структурно-механические свойства высокопрочных углеродных волокон / В. Б. Литвинов [и др.] // Композиты и наноструктуры. 2011. № 3. С. 36–50.
11. Механика разрушения. Разрушение материалов : пер. с англ. / под ред. Р. В. Гольдштейна. М. : Мир, 1979. 240 с.
12. Composite material handbook. V. 1. Polymer matrix composites guidelines for characterization of structural materials. 2002. 586 p.
13. Еремин Н. В., Москвичев Е. В. Верификация соотношений для расчета толщины композитной оболочки металло-композитного бака высокого давления // Конструкции из композиционных материалов. 2017. № 3. С. 3–7.
14. Тарасова Е. С. Исследование механических свойств композитов, армированных углеродными нанотрубками // Молодежный научно-технический вестник. 2014. № 07. С. 14.
15. Hashin Z., Rosen B. W. Composite Cylinder Assemblage (CCA) // *Journal of Applied Mechanics*. 1964. Vol. 31. P. 223.
16. Браутман Л., Крок Р. Композиционные материалы. Т. 6. Поверхности раздела в полимерных композитах / пер. под ред. Г. М. Гуняева. М. : Мир, 1978. 294 с.
17. Москвичев Е. В., Еремин Н. В. Оценка механических свойств и толщины композитной оболочки металлокомпозитного бака высокого давления // Деформация и разрушение материалов. 2017. № 12. С. 40–45.

Библиографические ссылки

1. Композиционные материалы : справочник / В. В. Васильев [и др.] ; под общ. ред. В. В. Васильева, Ю. М. Тарнопольского. М. : Машиностроение, 1990. 512 с.
2. Гуняев Г. М. Структура и свойства полимерных волокнистых композитов. М. : Химия, 1981. 232 с.
3. Кербер М. Л., Виноградов В. М., Головкин Г. С. Полимерные композиционные материалы: структура, свойства, технология : учеб. пособие. СПб. : Профессия, 2008. 560 с.
4. Душин М. И., Донецкий К. И., Караваев Р. Ю. Установление причин образования пористости при изготовлении ПКМ // Труды ВИАМ. 2016. № 6. С. 8.

THE POSSIBILITIES OF USING OF GROUP TECHNOLOGIES FOR MANUFACTURING THE PARTS OF UNIVERSAL-ASSEMBLED DEVICESN. I. Kozlova^{1*}, Y. I. Gordeev¹, N. E. Anistratenko²¹Siberian Federal University
79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation²JSC “Krasnoyarsk Machine Building Plant”
29, Krasnoyarskiy Rabochiy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

*E-mail: Natalya.skropotova@mail.ru

The manufacture of parts and assembly units of the aerospace industry is characterized by a small product range, but a significant changeability of their shape and size. In these circumstances, the use of the elements of universal assembly devices (UAD) allows to reduce the number of special devices significantly. Based on the results of a complex research on the analysis of design and manufacturing technology of elements of UAD, and on the known principles of construction of group technologies the algorithm for the formation of technological groups of UAD details of the “prism support” type was developed. The 3D-model of the complex details, the classification of surfaces proposed for it and the database on all 16 details of the group are the basis for the development of an algorithm for a route group technological process (GTP). In the new GTP and control program it is proposed to combine in one operation practically all draft types of processing: milling, drilling, thread cutting on the multi-task machine with the palletization of complex details on a technological plate. The effectiveness of the constructive-technological decisions is confirmed by the reduction in the number of operations and equipment (from 7 to 4 machines) thus reducing the labor content and cost. The use of the developed techniques of development the GTP allows significant expansion of the possibilities for automation of technological preparation of production, simplifies the development of control programs, reduces the labor content of the preparation of technological documents and its translation into digital form.

Keywords: group technology process, universal assembly device, complex detail, labor content, production cost.

Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 2. С. 355–364

**ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ГРУППОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ
ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ УНИВЕРСАЛЬНО-СБОРНЫХ ПРИСПОСОБЛЕНИЙ**Н. И. Козлова^{1*}, Ю. И. Гордеев¹, Н. Е. Анистратенко²¹ Сибирский федеральный университет
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79²АО «Красноярский машиностроительный завод»
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 29

* E-mail: natalya.skropotova@mail.ru

Для изготовления деталей и сборки узлов аэрокосмической отрасли характерна небольшая номенклатура изделий, но значительная сменяемость их по форме и типоразмерам. В этих условиях использование элементов универсально-сборных приспособлений (УСП) позволяет существенно сократить количество специальных приспособлений за счет использования стандартных элементов в рамках определенных групп деталей. По результатам комплекса работ по анализу конструкций и технологии изготовления элементов УСП и на основании известных принципов построения групповых технологий разработан алгоритм формирования технологических групп деталей УСП типа «призма опорная». Сформированная 3D-модель комплексной детали, предложенная для неё классификация поверхностей и база данных по всем 16-ти деталям группы (включенным в состав комплексной по общности конструктивных и технологических признаков) являются основой для разработки алгоритма построения маршрутного группового технологического процесса. В новом групповом технологическом процессе предлагается совместить в одну операцию практически все черновые виды обработки: фрезерование, сверление, нарезание резьбы на многоцелевом станке с ЧПУ с установкой комплексной детали на технологическую плиту. Управляющая программа для механической обработки резанием комплексной детали легко адаптируется к изготовлению любой детали группы. Эффективность принятых конструктивно-технологических решений подтверждается сокращением количества операций, оборудования (с 7 до 4 станков) и межоперационных переходов в структуре процесса механической обработки резанием, а значит, снижением трудоемкости и себестоимости. Таким образом, предложены и обоснованы конструкторско-технологические приемы повышения эффективности механической обработки деталей универсально-сборных приспособлений за счет применения групповых технологических процессов. Использование разработанных ме-

модик построения групповых технологических процессов позволяет значительно расширить возможности для автоматизации технологической подготовки цифрового производства, упрощает процедуру разработки управляющих программ для многоцелевых станков с числовым программным управлением.

Ключевые слова: групповой технологический процесс, универсально-сборные приспособления, комплексная деталь, трудоемкость, себестоимость.

Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-2-355-364

Introduction. In the conditions of small- and medium-scale production in the manufacture of parts in small batches (which is typical for enterprises of the aerospace industry), with a large change in form and size, there are significant losses of time caused by adjustment of machine tools in the transition from manufacturing one part to another. In these conditions it is expedient to use the group method of processing [1; 2]. It is known that this method takes into account not only the similarity of structural features of details, but also precision, technological, instrumental, organizational and planned characteristics [3–7]. A key position in the construction of group technology is the stage of designing an integrated part. The solution of the problem of creating a complex part is accompanied by the fact that in the classification of parts the possible methods and sequence of machining of technological surfaces (installation, guiding, supporting) are already taken into account, as well as the necessity of observing the well-known principles of engineering technology – the agreement of the basic design, technological, measuring bases [8; 9]. Route technological process should provide the possibility of processing any part of the group without significant deviations from the general technological scheme. Since the research is aimed at increasing the efficiency of manufacturing components of specialized universal assembly devices, it is necessary to note a number of significant features of such specialized equipment. Its application is justified if the range of products produced using UAD is small [4]. It is this type of production that is typical for manufacturing parts and assembling products of the aerospace industry in a small amount, but with a high turnover in shape and size. A similar approach is used in the manufacture and use of equipment at the factory of Airbus (UK) [5], where the range of products produced in the enterprise is ten. At the same time, the use of UAD can significantly reduce the number of devices needed in the presence of a wide range of manufactured products, by using standard elements within certain groups of parts (fig. 1).

A distinctive feature of the technological preparation of the manufacture of UAD parts is the need for simultaneous creation of routing, operational technological processes and a control program for multi-purpose machines that are part of the production structure of the enterprise. Therefore, the efficiency of the use of group technologies for the manufacture of the entire range of parts included in the UAD requires the creation of a database of their three-dimensional models in conjunction with the corresponding technological processes and control programs for the manufacture of products manufactured using UAD [6].

The main drawback of the existing traditional approaches of such design and technological preparation of

production is the high laboriousness in the development of individual 3-D models and technological processes for each part of the UAD and complicates the procedure for technological changeover when replacing one part for another [7–9]. For these reasons, the use of group technologies for manufacturing the range of UAD parts is topical and practically significant, especially in the specific production conditions of small-scale production of aerospace enterprises.

Analysis of the nomenclature of UAD details and the creation of a 3-D model of an integrated part. As initial data for determining the prospects for the use of group technologies in the conditions of modern digital production, drawings of the main parts of universally assembled devices (UAD) used at JSC “ISS” Reshetnev Company”. For the development of group technological processes, the most representative (by structural and technological features and applicability) details of the hull group of the prism type are selected. Fig. 1 shows an example of the integrated use of such elements of UAD for gluing the skeleton of the satellite.

As a result of a complex of works on the analysis of structures and technology of manufacturing elements of UAD “Prism support” carried out jointly with the specialists of ISS-Reshetnev Company, the main technical requirements for the accuracy of the executive dimensions of the parts (tolerance fields for the dimensions of the mounting surfaces, U-shaped grooves, prismatic surfaces, connecting surfaces, the accuracy of the relative position of the surfaces in terms of flatness, parallelism and perpendicularity, surface roughness from Ra 0.32 to Ra 0.63) were determined. The need for additional chemical-thermal treatment of these details – cementing to a depth of 0.6–1.2 mm and quenching (hardness of HRC 57–63) – was also taken into account. It imposes correspondingly stringent requirements on the technology of their machining after quenching. In a generalized form, the results of the analysis of the accuracy characteristics are presented in table.

The existing technology of surface machining at the five-axis machining center HERMLE C-40 with the use of imported cutters Ø10-EC-D6 10-22C10H72 (ISCAR) provides the actual roughness Ra0.32-0.63 (according to the requirements of the design documentation (DD) Ra 0.32 is necessary); the actual value of the asymmetry tolerance of the grooves (12H7) with respect to the sides 0.01–0.025 (according to the requirements of the DD 0.01 is necessary). Therefore, in order to achieve the required parameters of the accuracy of the dimensions and surface roughness, it is also necessary to grind to the H7 grade with a surface grinding machine – FS 420 SD of increased accuracy. For the manufacture of all elements of UAD in accordance with the requirements of the DD, it is neces-

sary to equip the machine tool with a precision flat grinding machine type BLOHM PLANOMAT HP 408 with Easy Profile CNC with micron feeding on all axes (cost ~ 500,000 EURO).

Therefore, one of the main research tasks is to study the possibilities of increasing the accuracy of machining due to the use of group technological processes and promising precision forming methods with basing on a technological plate.

Based on the known principles of group technologies formation, an algorithm for creation of technological groups of parts of UAD of Prism type was developed (fig. 2).

When combining the UAD parts into groups, we proceeded from the condition of similarity of the surfaces to be machined or their combinations, while the group often includes parts of various shapes and sizes, but any of them by the range of linear and angular dimensions and arrangement of the surfaces, the methods for obtaining them during machining by cutting corresponds (has analogies) and can be built into the structure of the complex part. The analysis of structural and technological

features and surfaces, the features of the existing technological processes of machining at the enterprise, made it possible to form a complex part from a number of similar parts. Fig. 3 presents a model of a complex detail of "prism" type, consisting of a number of elementary surfaces (1–45).

Proceeding from the existing at the enterprise routing technological process of machining, the main surfaces of the complex part can be defined as: execution surfaces – 7, 8; basic design bases – 1–6; auxiliary (connecting) design surfaces – 10–45; free (technological) surface – 9.

Fig. 4 shows the data on the main geometric parameters that were necessary and used in the development of the group process and control programs for processing the main surfaces of the complex part.

The resulting 3D-model of the complex part, the proposed classification of surfaces and the database created for all 16 parts of the group selected according to the similarity of design and technological features, were taken as a basis for the development of an algorithm for constructing a route (group) process.



a



b

Fig. 1. Elements of UAD: *a* – a set of parts and assemblies of the UAD; *b* – a reflector on the tooling of UAD elements

Рис. 1. Элементы УСП: *a* – набор деталей и сборочных единиц УСП; *б* – рефлектор на оснастке из элементов УСП

Precision requirements to parts of "prism" type

	Accuracy degree/ limit deviation	Roughness, Ra	Shape accuracy
Main execution surfaces (dimensions)	js6	0.32	0.008 0.02
U-shaped grooves	7H	0.63	0.02
Holes	7H		0.08 A
Angular surfaces of the prism	90° ± 5'	0.32	

*Alignment in relation to the reference surface of the central hole Ø13 (base A).

Justification and development of a group technological process of machining parts of UAD of Prism type. The service purpose of parts of the group, their design, the material of workpieces, the classification of surfaces and the accuracy requirements were taken into account when selecting and justifying the routing technological processes of group processing.

The analysis of the existing technological processes for the production of a group of UAD of the Prism type

made it possible to establish that, in spite of the common shape and size, there is a considerable loss of time during their manufacture due to the readjustment of the machines during the transition from the manufacture of one part to another. The routing technology adopted at the enterprise assumes a considerable number of re-installations, inter-operational transitions, sometimes even in one technological operation of shaping, for example, milling planes, grooves, drilling holes.

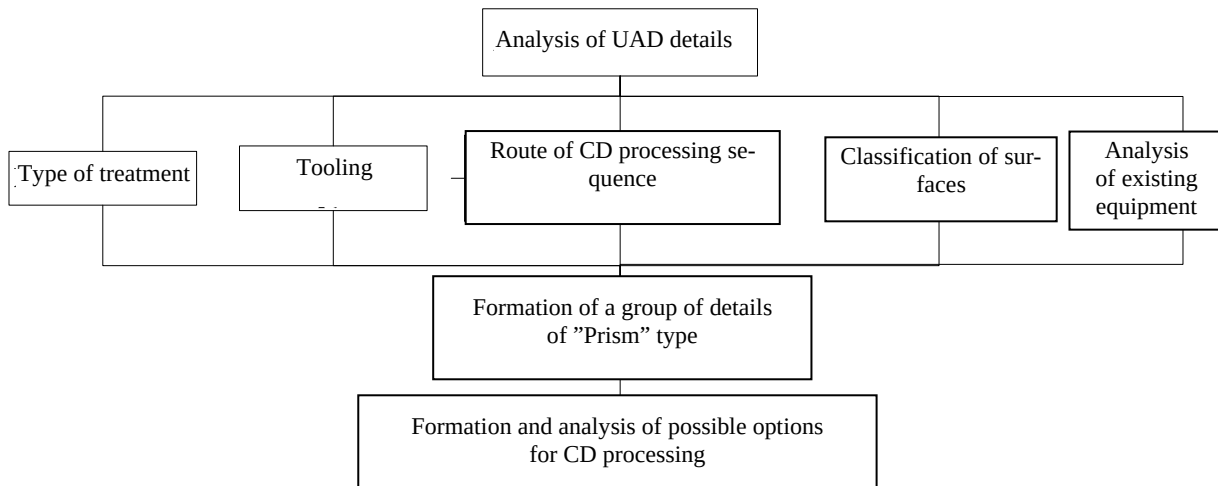


Fig. 2. The design algorithm for the group technological process

Рис. 2 Алгоритм проектирования для группового технологического процесса

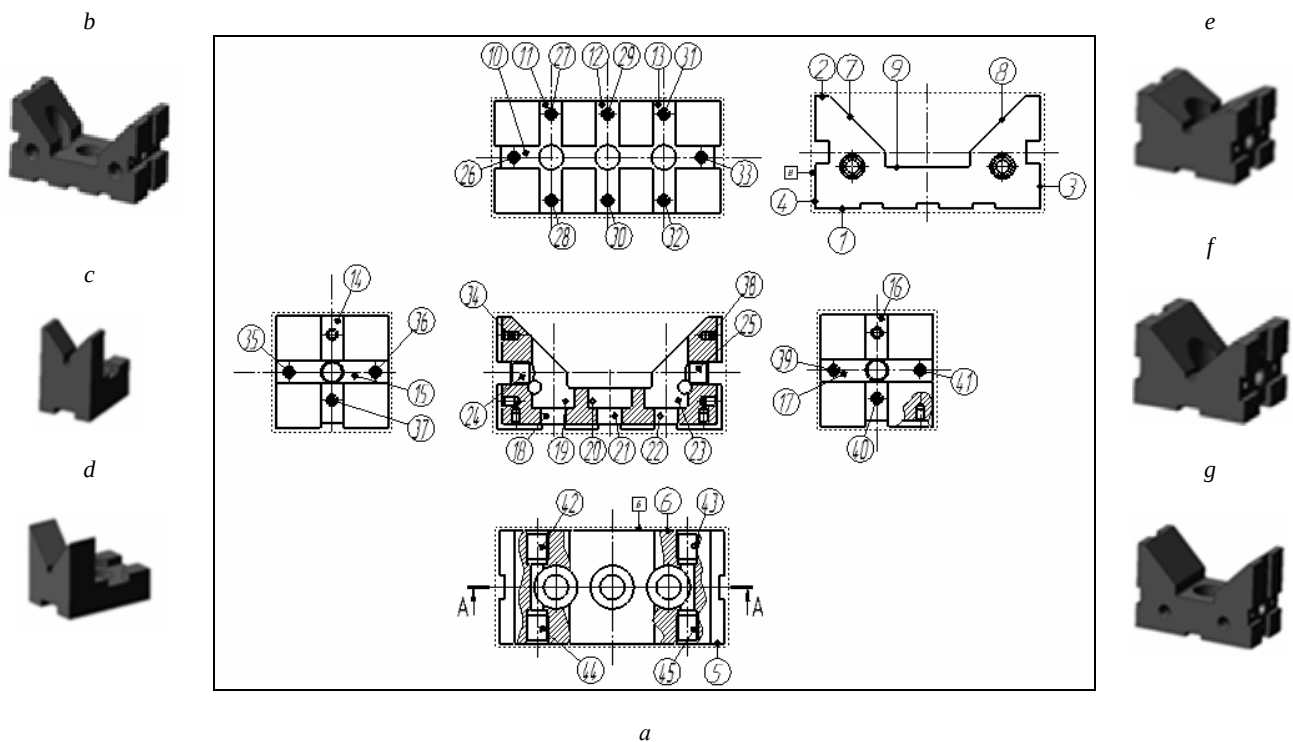


Fig. 3. Model of complex part and typical parts of the group: *a* – complex part with designated surfaces; *b–g* – details of the group

Рис. 3. Модель комплексной детали и типовые детали группы: *a* – комплексная деталь с обозначением поверхностей; *б–ж* – детали группы

Обозначение призм	H, мм	B, мм	L, мм	α	b, мм	h1, мм
15275-7033-1201	45	60	45	90	5	17
1202	60	90	45	90	30	27,5
1203	45	60	45	120	30	27,5
1204	60	90	45	120	5	27,5
15276-7033-2946	60	120	60	90	30	22
2947	60	120	60	120	30	22
15277-7033-2441	30	30	45	90	5	15,5
2442	40	30	45	90	5	27,5
2443	40	45	52,5	90	5	15,5
2444	45	60	52,5	90	5	15,5
2445	65	75	60	90	5	15,5
2431	30	30	45	120	5	15,5
2432	40	30	45	120	5	15,5
2433	40	45	52,5	120	5	15,5
2434	45	60	52,5	120	5	15,5
2435	65	60	52,5	120	5	15,5

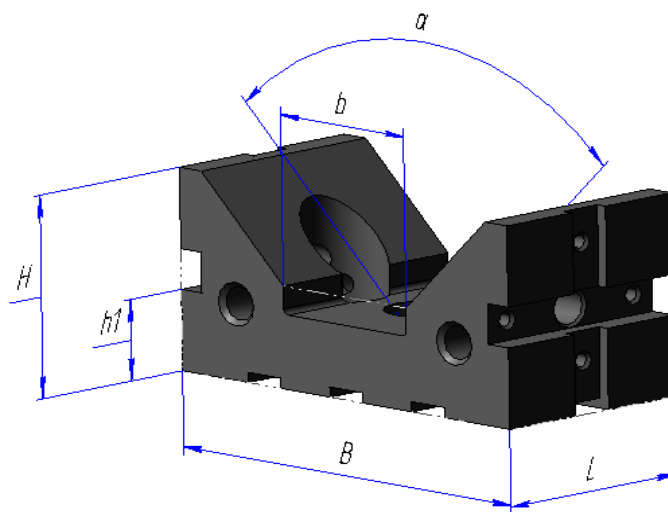


Fig. 4. Parametrized model and table for the dimensions of the complex part

Рис. 4. Параметризованная модель и таблица типоразмеров комплексной детали

Taken together, this leads to an increase in labor intensity, a violation of the principle of constancy of the bases, and hence to a possible decrease in the accuracy of processing, and therefore to inclusion of additional finishing operations in the route technological process. In addition, the output cycle is disrupted, the inter-operational costs of auxiliary time increase and the utilization factor of the equipment decreases (according to the enterprise data from 0.28 to 0.42). Together, the effect of these factors leads to an increase in the cost of parts included in the UAD. The cost of one complex part of the UAD 107-7099-0100-04 "Prostavka" can reach 43–48 thousand rubles, the estimated cost of a typical part of the UAD of the "Prism" type ranges from 4–12 thousand rubles (a similar level of selling prices is given in the materials of some firms of manufacturers of equipment, such as Shunk, Iscar and the Tool "Favorite" [10–12].

In the developed new group technological process, it is proposed to combine almost all roughing operations of milling, drilling, threading on a multipurpose CNC machine with the installation of a complex part (and therefore any other part of the group) into a single operation on the technological plate (fig. 5) on surfaces of the planes of the base 1 and fixing using a nut 4 and a pin-bolt 3 through the calibrated hole (surface 21).

A reliable orientation of the workpiece relative to the axis of symmetry is provided by making a fit along the surfaces of the hole 13H7 and the pin bolt 13h6. Additional fixation from the rotation (in addition to the clamping force of the nut) under the action of cutting forces is realized on the mating surfaces of the grooves on the workpiece and counter-protrusions on the technological plate. Since the sizes of the base holes $\varnothing 13$ (surface 21 on the complex part) and the guiding grooves (surface 12 on the complex part) on the base plane for all the parts of the group included in the structure of the complex part coin-

cide, the technological plate is unified, and the principle of complete interchangeability is in action. The process of machining all free surfaces by cutting (2–9, 14–17, 24–45) is performed without re-setting on one milling-drilling-boring operation with basing on the surface 1 on the technological plate, which in turn is clamped in the vice of the machine table, but does not interfere with all the shaping movements of the tools.

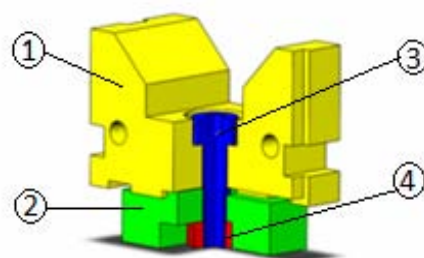


Fig. 5. The scheme of basing of a complex part on a technological plate: 1 – part; 2 – technological plate; 3 – pin bolt; 4 – nut

Рис. 5. Схема базирования комплексной детали на технологической плите: 1 – деталь; 2 – технологическая плита; 3 – штифт-болт; 4 – гайка

In addition, it is proposed to use new designs (developed in SFU jointly with JSC "ISS") for high-speed turning and milling tools equipped with interchangeable geometrically-complex elements [13–15] on the basis of nanostructured hard alloy composites [16–18] at finishing machining of prism planes. The application of the new cutting geometry and kinematics of rotary cutting, combined with the use of dispersed hard alloy carbide composites with ultra fine carbide grain, allows the grinding

operations to be replaced with fine milling without compromising the quality of the surface treatment. The structure of the routing group technological process in comparison with the basic one applied at the enterprise is shown in fig. 6.

Efficiency of the adopted design and technological solutions (in accordance with the block diagrams of the routing technological processes of processing parts 7033-4734 "prism support": a) basic – according to the technology of the enterprise; b) the new one, based on group technology) is clearly supported by a reduction in the number of transactions in the structure of the process, which means a reduction in labor intensity and cost of production.

Formation of the structure of transitions in the manufacture of individual parts of the group within the group process is illustrated graphically by the data shown in fig. 7.

Based on the results of the complex design and technological work conducted jointly ISS-Reshetnev Company a variant of the group technological process for a complex part of the UAD of "prism support" type and a control program for the machining of its main surfaces with installation on a technological plate were developed.

Fig. 8 shows the setups and trajectories of the tool moving on the preparation operations of the base surfaces a) milling the base plane, grooves and drilling holes; b) rough milling of the technological groove and surfaces of prisms; c) trajectories of the tool moving with installation of the workpiece on the technological plate. As an illustration of the use of group technologies in digital form, a fragment of the control program for one of the transitions (rough milling of the base 1) of machining of the complex part on a five-axis machining center HERMLE C-40 is given.

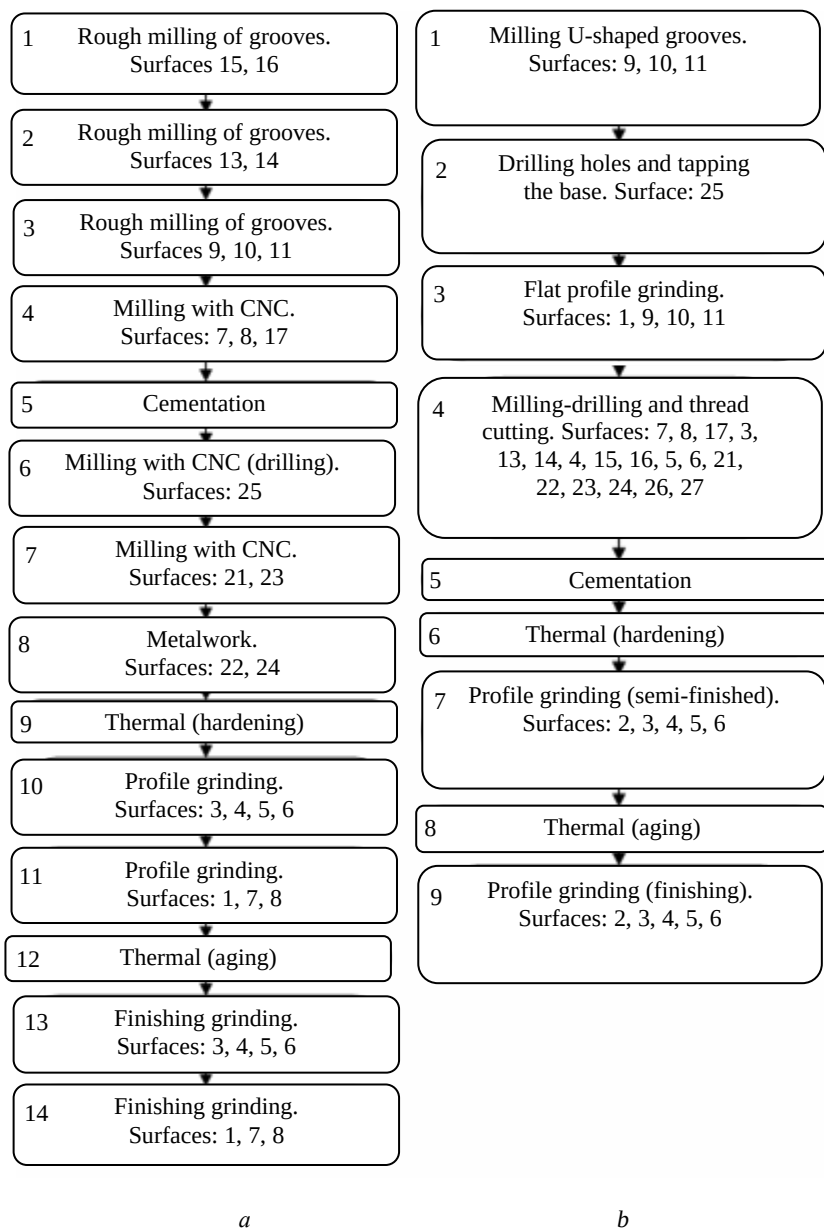


Fig. 6. Routing technological processes: a – basic; b – novel

Рис. 6. Маршрутные технологические процессы: а – базовый; б – новый

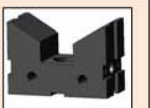
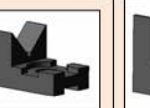
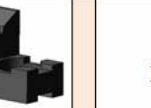
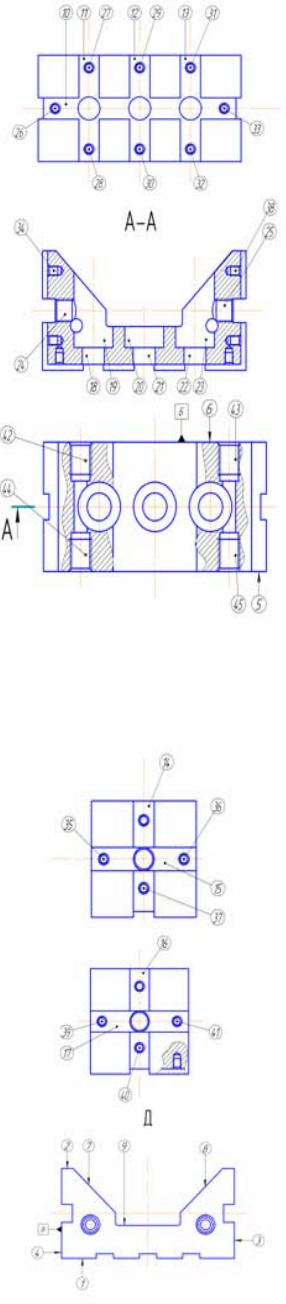
Эскизы деталей						Комплексная деталь
Переходы						
Фрезеровать поверхность основания: 1	●	●	●	●	●	
Фрезеровать П-образные пазы. Поверхности: 11,13	●	●	●	●	●	
10	●	●	●	●	●	
12	●	●	●	●	●	
Сверление отверстий на основании. Поверхности: 27,28,31,32	●	●	●	●	●	
21,26,29,30, 33	●	●	●	●	●	
Сверление главных отверстий. Поверхность: 21	●	●	●	●	●	
18,22	●	●	●	●	●	
Плоско-профилешлифовальная Поверхности: 1	●	●	●	●	●	
12	●	●	●	●	●	
10	●	●	●	●	●	
11,13	●	●	●	●	●	
Фрезерно-сверильно-резьбонарезная. Поверхности: 2,3,4,5,6,7,8,9,21	●	●	●	●	●	
14,15,16,17,24,25,34,35,36,37,38,39,40, 41	●	●	●	●	●	
19,23	●	●	●	●	●	
42,43,44,45	●	●	●	●	●	
Цементация, термическая(закалка)	●	●	●	●	●	
Плоско-профилешлифовальная Поверхности: 2,3,4,5,6	●	●	●	●	●	
Термическая(старение)	●	●	●	●	●	
Плоско-профилешлифовальная Финишное шлифование. Поверхности: 2,3,4,5,6	●	●	●	●	●	

Fig.7. The structure of operations of group technological processes

Рис. 7. Структура операций группового технологического процесса

Virtually all rough milling, drilling, tapping operations are proposed to be combined in one operation on a CNC multi-purpose machine with the installation of the part on the technological plate. This will allow processing of all free surfaces without re-setting in one operation, thus re-

alizing the principle of constancy and unity of bases known in engineering technology.

It eliminates the need for reinstallations and improves the accuracy of processing and the relative location of surfaces.

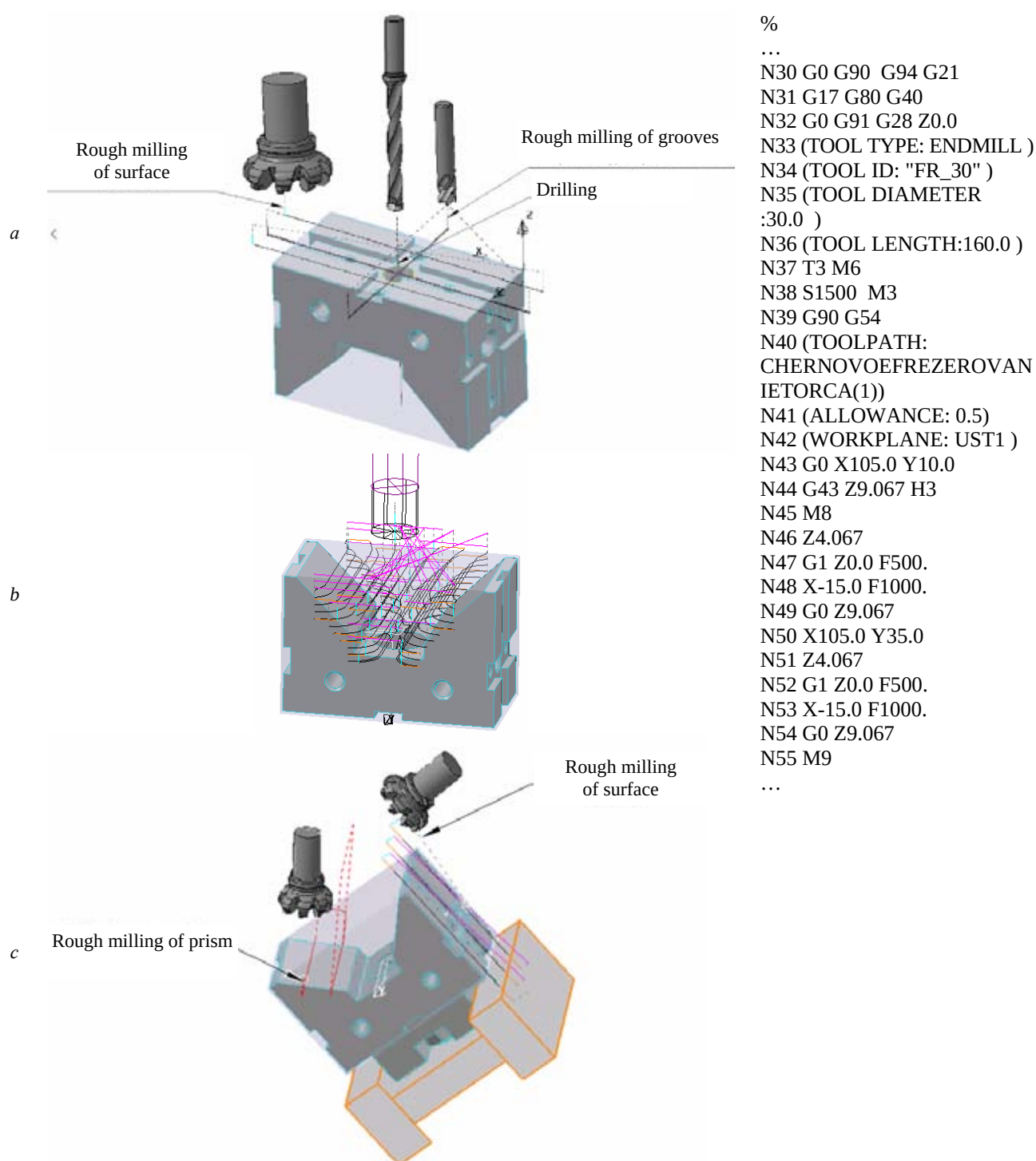


Fig. 8. Schemes of adjustment: *a* – milling and drilling of basic surfaces; *b* – rough milling of technological surfaces; *c* – milling of main surfaces

Рис. 8. Схемы наладок: *а* – фрезерование и сверление базовых поверхностей; *б* – черновое фрезерование технологических поверхностей; *в* – фрезерование основных поверхностей

Conclusion. The preliminary consolidated technical and economic analysis shows that the developed new group technological process of machining typical UAD parts used at JSC "ISS" provides the opportunity to reduce labor input, the number of machine tools used (from 7 to 4 machines) and interoperational transitions.

The total laboriousness of manufacturing the USP element (according to the enterprise's data) is 130 hours, according to the proposed new technological process, labor intensity is reduced by 63 %. The technical and economic effect is determined by preferential differences in terms of manufacturability – GOST 14.201–83.

The use of methods for constructing group technological processes makes it possible to expand the possibilities for automating the technological preparation of production, simplifies the procedure for developing control programs for machining blanks on multipurpose machines with numerical program control, and reduces the complexity of preparing technological documentation by digitizing it.

References

1. King J. R., Nakornchai V. A. Machine-component group formation in group technology: review and extension. *International Journal of Production Research*, 1982, No. 2 (20), P. 117–133.
2. King J. R. Machine-component grouping in production flow analysis: an approach using a rank order clustering algorithm. *International Journal of Production Research*, 1980, No. 2 (18), P. 213–232.
3. Markov A. M., Markova M. I., Pletneva E. M. [The algorithm design group of the technological process of machining parts]. *Obrabotka metallov*, 2012, No. 4(57), P. 5–9 (In Russ.).
4. Kutin A. A., Turkin M. V. [High-performance engineering technologies based on GPS of new generation]. *Vestnik MGTU "Stankin"*, 2010, No. 4 (12), P. 41–46 (In Russ.).
5. Tappin N. [Flexible manufacturing cell for Superjumbo wing rib manufacture]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2006, Vol. 75, P. 6.
6. M. V. Gandhi, B. S. Thompson. Automated design of modular fixtures for flexible. *Manufacturing Systems*, 1986, Vol. 5, P. 4.
7. Ogorek M. Workholding in the flexible system. *Manufacturing Engineering*, 1985, Vol. 95, No. 1, P. 28–31.
8. Makharinsky E. I., Machalinski J. E., Belyakov N. V. [Theory of basing in the problem of designing technological processes of machining and machine tools]. *Vestnik mashinostroeniya*, 2008, No. 9, P. 34–45 (In Russ.).
9. Makharinsky E. I., Machalinski J. E., Belyakov N. V. [On the theory of basing in machining]. *STIN*, 2005, No. 4, P. 29–32 (In Russ.).
10. *Instrument "Favorit" – Prizmy USP 12* [Tool Favorit – Prism, UAD 12] (In Russ.). Available at: <http://favorit-instrument.ru/catalog/usp-8-usp-12-universalno-sborochnye-prisposobleniya/prizmy-usp-12/> (accessed 12.09.2017).
11. *Metallorazreshchayemye instrumenty firmy Iscar* [ISCAR metal-cutting tools] (In Russ.). Available at: <http://www.iscar.ru/index.aspx/countryid/33> (accessed 12.09.2017).
12. *Osnastka firmy Shunk* [Snap firms Shunk] (In Russ.). Available at: https://schunk.com/ru_ru/domashnjaja-stranica/ (accessed 12.09.2017).
13. Indakaw N. S., Bencharov A. S., Gordeev Y. I. [The study of the process of turning a multi-faceted rotary cutters]. *Materialy XIX Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XIX Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2015, P. 464–466 (In Russ.).
14. Kozlova N. I., Gordeev I. Y., Anistratenko N. E. [The possibilities of using of group technologies for manufacturing the parts of universal-assembled devices]. *Materialy XXI Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XXI Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2017, P. 507–508.
15. Indakov N. S., Gordeev Y. I., Binchurov A. S. Method of Rotational Turning With Multifaceted Cutters. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. – IOP Publishing, 2016, Vol. 124, No. 1, P. 012150.
16. Gordeev Y. I., Apkarian A. K., Bencharov A. S., Yasinski V. B., Vadimov V. N. [Design and study of nano-structured tungsten carbide composites with high level of strength and operational characteristics due to modification of nanoparticles and thermomechanical treatment]. *Vestnik SibGAU*, 2014, No. 4 (56), P. 209–218 (In Russ.).
17. Gordeev Y. I., Abkaryan A. K., Binchurov A. S., Yasinski V. B. Design and Investigation of Hard Metal Composites Modified by Nanoparticles. *Advanced Materials Research*, 2014, Vol. 1040, P. 13–18.
18. Gordeev Y. I., Abkaryan A. K., Binchurov A. S., Lepeshev A. A., Yasinski V. B. Influence of Additives of Nanoparticles on Structure Formation of Fine-Grained Hardmetals. *Key Engineering Materials*, 2007, Vol. 743, P. 3–8 (In Russ.).

Библиографические ссылки

1. King J. R., Nakornchai V. Machine-component group formation in group technology: review and extension // *International Journal of Production Research*, 1982. № 2 (20). С. 117–133.
2. King J. R. Machine-component grouping in production flow analysis: an approach using a rank order clustering algorithm // *International Journal of Production Research*, 1980. № 2 (18). С. 213–232.
3. Марков А. М., Маркова М. И., Плетнева Е. М. Алгоритм проектирования группового технологического процесса механической обработки деталей // *Обработка металлов*, 2012. № 4 (57). С. 5–9.
4. Кутин А. А., Туркин М. В. Высокоэффективные машиностроительные технологии на основе ГПС нового поколения // *Вестник МГТУ «Станкин»*, 2010. № 4 (12). С. 41–46.
5. Tappin N. Flexible manufacturing cell for Superjumbo wing rib manufacture // *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2006. Vol. 75. P. 6.
6. Gandhi M. V., Thompson B. S. Automated design of modular fixtures for flexible // *Manufacturing Systems*, 1986. Vol. 5. P. 4.
7. Ogorek M. Workholding in the flexible system // *Manufacturing Engineering*, 1985. Vol. 95. № 1. P. 28–31.
8. Махаринский Е. И., Махаринский Ю. Е., Беляков Н. В. Теория базирования в проблеме проектирования технологических процессов механической обработки и станочных приспособлений // *Вестник машиностроения*, 2008. № 9. С. 34–45.
9. Махаринский Е. И., Махаринский Ю. Е., Беляков Н. В. О теории базирования при механической обработке // *СТИН*, 2005. № 4. С. 29–32.

10. Инструмент «Фаворит» – Призмы УСП 12 [Электронный ресурс]. URL: <http://favorit-instrument.ru/catalog/usp-8-usp-12-universalno-sborochnye-prisposobleniya/prizmy-usp-12/> (дата обращения: 12.09.2017).
11. Металлорежущие инструменты фирмы Iscar [Электронный ресурс]. URL: <http://www.iscar.ru/index.aspx/countryid/33> (дата обращения: 12.09.2017).
12. Оснастка фирмы Shunk [Электронный ресурс]. URL: https://schunk.com/ru_ru/domashnjajastranica/ (дата обращения: 12.09.2017).
13. Исследование процесса ротационного точения многогранными резцами / Н. С. Индаков [и др.] // Решетневские чтения : материалы XIX Междунар. науч. конф. (10–14 нояб. 2015, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. С. 464–466.
14. Возможности использования групповых технологий для изготовления деталей универсально-сборных приспособлений / Н. И. Козлова [и др.] // Решетневские чтения : материалы XXI Междунар. науч. конф. (08–11 нояб. 2017, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2017. С. 507–508.
15. Indakov N. S., Gordeev Y. I., Binchurov A. S. Method of Rotational Turning With Multifaceted Cutters // IOP Conference, Series: Materials Science and Engineering. IOP Publishing. 2016. Т. 124, №. 1. С. 012–150.
16. Конструирование и исследование наноструктурированных твердосплавных композитов с повышенным уровнем прочностных и эксплуатационных характеристик за счет модифицирования наночастицами и термомеханической обработки / Ю. И. Гордеев [и др.] // Вестник СибГАУ. 2014. № 4 (56). С. 209–218.
17. Gordeev Y. I., Abkaryan A. K., Binchurov A. S. Design and Investigation of Hard Metal Composites Modified by Nanoparticles // Advanced Materials Research. 2014. Т. 1040. С. 13–18.
18. Influence of Additives of Nanoparticles on Structure Formation of Fine-Grained Hardmetals / Y. I. Gordeev [et al.] // Key Engineering Materials. 2007. Vol. 743. P. 3–8.

© Kozlova N. I., Gordeev Y. I.,
Anistratenko N. E., 2018

**ПЛАЗМОТРОН ДЛЯ НАНЕСЕНИЯ ПОКРЫТИЙ ИЗ ТУГОПЛАВКИХ
ДИСПЕРСНЫХ МАТЕРИАЛОВ**

А. Е. Михеев, А. В. Гирн, Д. В. Раводина, И. О. Якубович

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

Одним из наиболее производительных, технологичных и эффективных способов получения защитных покрытий на элементах аэрокосмической техники от воздействия значительных динамических нагрузок, агрессивных сред, высоких температур, нейтронных потоков и т. п. является плазменное напыление. Основным элементом, обеспечивающим необходимые характеристики напыляемым частицам, является плазмотрон. В мире разработано большое количество плазмотронов различных конструкций, каждая из которых имеет как свои преимущества, так и недостатки. В основном напыляемый материал подается в плазменную струю радиально через канал, находящийся на срезе сопла, что отрицательно сказывается на качестве покрытия и коэффициенте использования материала, так как происходит неравномерный прогрев напыляемых тугоплавких дисперсных материалов (оксидов, карбидов, нитридов и т. д.). Для обеспечения нагрева напыляемого материала повышают мощность плазмотрона, что уменьшает ресурс его работы. Существует схема подачи транспортирующего газа с порошком спутно плазменному потоку, позволяющая обеспечить более эффективный и равномерный прогрев напыляемого материала, а также предусматривающая дополнительную стабилизацию дугового разряда, но в промышленном масштабе такие плазмотроны не выпускаются, так как технологически сложны в изготовлении. Был разработан и изготовлен плазмотрон по такой схеме. Проведены сравнительные экспериментальные исследования по напылению тугоплавких материалов импортным плазмотроном F4 (Switzerland) и разработанным ПМ-1. Для сравнительного анализа плазмотронов в качестве материала образцов выбрали сталь 45, материал для напыления – оксид Al_2O_3 , который используется в основном в качестве теплозащитного покрытия. Напыление Al_2O_3 на сталь производили через подслои кермета (40 % Al_2O_3 + 60 % NiCr по объёму) для сглаживания коэффициентов термического расширения. Выявили, что покрытия, нанесенные модернизированным плазмотроном ПМ-1, имеют более высокую прочность сцепления и большую толщину (примерно на 20 %), а пористость ниже на 13 %, чем у покрытий, полученных плазмотроном F4 (Switzerland).

Ключевые слова: плазменное напыление, плазмотрон, тугоплавкие материалы, прочность сцепления, толщина покрытия, пористость.

Siberian Journal of Science and Technology. 2018, Vol. 19, No. 2, P. 365–372

**PLASMATRON FOR COATINGS APPLICATION FROM
FUEL-DISPERSED MATERIALS**

A. E. Mikheev, A. V. Girn, D. V. Ravodina, I. O. Yakubovich

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

One of the most productive, technological and effective methods of obtaining protective coatings on aerospace devices from the impact of significant dynamic loads, corrosive media, high temperatures, neutron fluxes, and the like is plasma spraying. The main element that provides the necessary characteristics for the particles to be sprayed is a plasma torch. The world has developed a large number of plasma torches of various designs, each of them has its own advantages and disadvantages. In general, the sputtered material is fed into the plasma jet radially through the channel located on the nozzle cut, which adversely affects the quality of the coating and the utilization of the material, since uneven heating of the sputtered refractory dispersed materials (oxides, carbides, nitrides, etc.) occurs. To ensure heating of the sprayed material, the power of the plasma torch is increased, which reduces the service life of the plasma torch. There is a scheme for supplying a transport gas with a powder in a plasma flow, allowing more efficient and uniform heating of the deposited material, and also providing for additional stabilization of the arc discharge, but on an industrial scale such plasmatrons are not produced, since they are technologically difficult to produce. A plasma torch was developed and manufactured in this way. Comparative experimental studies on the deposition of refractory materi-

als by the imported plasma torch F4 (Switzerland) and the developed PM-1 have been carried out. For the comparative analysis of plasmotrons, the material of the samples was chosen as steel 45, a material for deposition of the oxide Al_2O_3 , which is used mainly as a heat-shielding coating. Sputtering Al_2O_3 on steel was produced through a cermet sublayer (40 % Al_2O_3 + 60 % NiCr by volume) to smooth the coefficients of thermal expansion. It was found that the coatings applied by the modernized plasmatron PM-1 have a higher bond strength and a greater thickness (about 20 %), and porosity is lower by 13 % than that of plasmatron-coated coatings F4 (Switzerland).

Keywords: plasma spraying, plasma torch, refractory materials, adhesion strength, coating thickness, porosity.

Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-2-365-372

Введение. С интенсивным развитием аэрокосмической техники и ужесточением условий ее эксплуатации повышаются требования по ее надежности, долговечности и безопасности эксплуатации. Элементы конструкций летательных аппаратов, работающих в экстремальных условиях (воздействие значительных динамических нагрузок, агрессивных сред, высоких температур и т. п.), невозможно использовать без применения специальных защитных покрытий. Одним из наиболее производительных, технологичных и эффективных способов получения таких покрытий является плазменное напыление [1–11]. Применение плазменных технологий, активно внедряющихся в последнее время в промышленность, даёт возможность решить многие проблемы производства с минимальными затратами. Объём использования плазменных покрытий в мире постоянно возрастает. Для получения стабильных покрытий высокого качества большое внимание уделяется средствам механизации процесса, которых недостаточно, так как в первую очередь необходимо добиться высоких значений и стабилизации термических и динамических показателей напыляемых частиц. Основным элементом, обеспечивающим необходимые характеристики напыляемым частицам, является плазмотрон. В мире разработано большое количество плазмотронов различных конструкций, каждая из которых имеет как свои преимущества, так и недостатки. У большинства плазмотронов, в том числе и импортных, например у плазмотрона F4 (Switzerland), напыляемый материал подается в плазменную струю радиально через канал, находящийся на срезе сопла, что отрицательно сказывается на качестве покрытия [12]. Часть материала отбрасывается плазменной струей, что приводит к уменьшению коэффициента использования материала (КИМ), неравномерному прогреву напыляемых тугоплавких дисперсных материалов (оксидов, карбидов, нитридов и т. д.), что отражается на качестве получаемых покрытий. Для обеспечения нагрева напыляемого материала повышают мощность плазмотрона, что уменьшает ресурс его работы.

Существует схема подачи транспортирующего газа с порошком спутно плазменному потоку, позволяющая обеспечить более эффективный и равномерный прогрев напыляемого материала, а также предусматривающая дополнительную стабилизацию дугового разряда [12–15]. Но в промышленном масштабе такие плазмотроны не выпускаются, так как технологически сложны в изготовлении. В данной работе представлены результаты сравнения характеристик покрытий, нанесенных плазмотроном F4 (Switzerland)

и разработанным и изготовленным по спутной схеме подачи напыляемого материала. По этой схеме газопорошковая смесь подводится к верхней части плазмотрона и закручивается посредством специальных выполненных пазов, далее, проходя по каналам плазмотрона, газопорошковая смесь попадает в высокотемпературную прикатодную область, что способствует ее равномерному нагреву до высоких температур.

Экспериментальная часть. Электродуговой плазмотрон содержит соосно и последовательно установленные охлаждаемые катодный узел с катодом, изолятор, анодный узел с соплом-анодом, систему ввода плазмообразующего газа и систему ввода обрабатываемого материала, обеспечивающие фокусирование последних в прикатодной области. Прикатодная область переходит в цилиндрическую полость сопла-анода. В плазмотроне конусообразный обтекатель снабжен шестью специальными каналами, выполненными под углом 60° к направлению движения газопорошковой смеси, выравнивающими плотность газопорошковой смеси и создающими вихревой поток по сечению канала.

Конический кожух, образующий каналы с коническими выходными участками для подачи плазмообразующего газа и транспортирующего газа с порошком в сопло плазмотрона, выполнен керамическим и установлен на корпусе катодного узла. Плазмотрон позволяет повысить качество наносимых покрытий, увеличить коэффициент использования материала и ресурс работы плазмотрона за счет равномерного прогрева напыляемого материала до температуры плавления, уменьшения газодинамического сопротивления при движении газопорошковой смеси по каналам и тангенциальной подачи плазмообразующего газа, стабилизирующей горение дуги.

На рис. 1 представлен предлагаемый плазмотрон в разрезе. На рис. 2 представлен конусообразный обтекатель.

Плазмотрон состоит из системы ввода обрабатываемого материала и транспортирующего газа, включающая входной патрубок 1, цилиндрическая полость 2 которого переходит в коническую полость 3, образованную диффузором 4 и обтекателем 5, установленным на корпусе катодного узла 6. На обтекателе равномерно расположены шесть каналов, выполненных под углом 60° к направлению движения газопорошковой смеси, выравнивающие плотность газопорошковой смеси по сечению канала 7 и создающие вихревой поток. В корпусе катодного узла посредством вставки 8 закреплен катод 9. В нижней части кор-

пуса катодного узла 6 посредством резьбы закреплен керамический кожух 10 конической формы. Поверхности керамического кожуха 10 и изолятора 11 образуют коническую транспортирующую полость 12, которая фокусируется в прикатодной полости 13, переходящей в цилиндрическую полость сопла-анода 14. Таким образом, полости 3, 7 и 12 образуют непрерывный транспортирующий канал с минимальным газодинамическим сопротивлением, связывающий цилиндрическую полость патрубка 1 с прикатодной областью 13. Сопло-анод 15 с вольфрамовой вставкой 32 фиксируется в корпусе анодного узла 16 прижимной гайкой 17.

Корпус анодного узла 16 имеет систему охлаждения, соединенную с патрубком 18 ввода охлаждающей жидкости. Патрубок 18 одновременно является клеммой соединения сопла-анода с плюсом «+» источника питания плазмотрона. В систему охлаждения анодного узла входят полость 19 и отверстие 20, соединяющее ее с патрубком 18 ввода охлаждающей жидкости. Затем охлаждающая жидкость через отверстие 21, патрубки 22 и соединительный шланг 23 поступает в корпус катодного узла. Система охлаждения катодного узла состоит из отверстий 24, 26, полости 25 и патрубка 27 для вывода охлаждающей жидкости.

Патрубок 27 одновременно является клеммой подвода минуса «-» источника питания плазмотрона к катоду. Система ввода плазмообразующего газа состоит из патрубка 28, закрепленного на поверхности катодного узла и соединенного каналом 30 с конической полостью 31, образованной поверхностью катода 9 и внутренней поверхности керамического кожуха 10. Конструкция канала ввода обеспечивает тангенциальную подачу плазмообразующего газа, что способствует стабилизации горения дуги в прикатодной области.

Электродуговой плазмотрон работает следующим образом.

В патрубок 18 для охлаждения подается вода. В патрубок 28 подается плазмообразующий газ и между катодом 9 и соплом 15 возбуждают электрическую дугу. Плазмообразующий газ закручивается по часовой стрелке, что обеспечивается тангенциальной подачей газа через канал ввода. После выхода плазмотрона на рабочий режим в специальный патрубок подается газопорошковая смесь, у которой после соприкосновения с поверхностью конусообразного обтекателя 5, имеющего каналы, происходит выравнивание ее плотности и закручивание смеси по сечению кольцевого канала в ту же сторону, что и плазмообразующий газ.

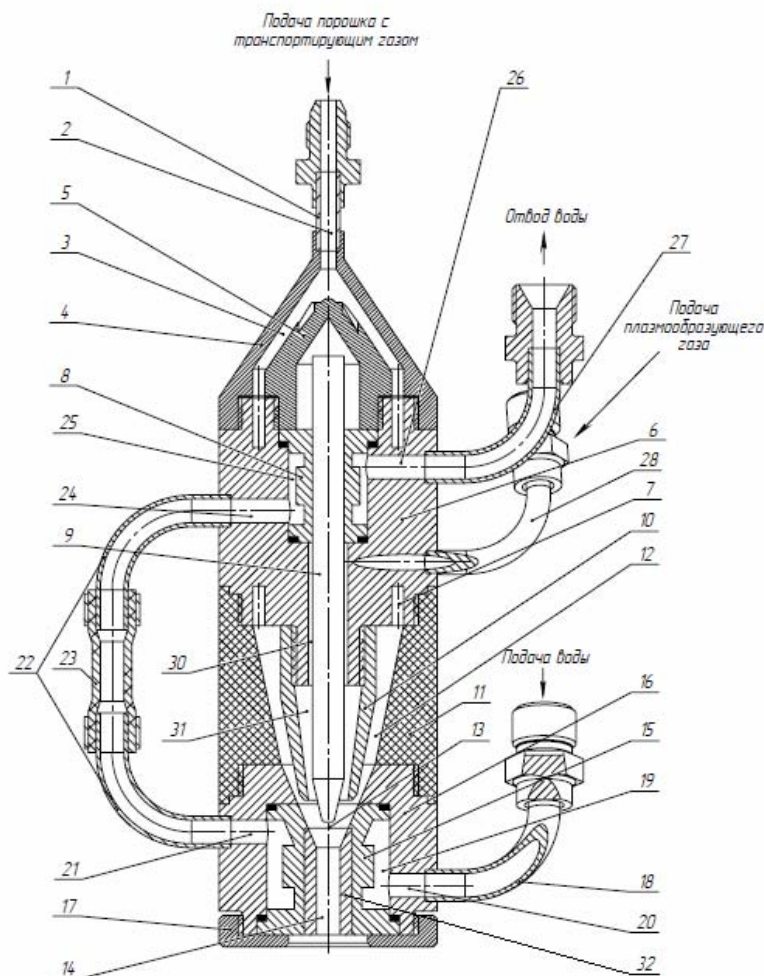


Рис. 1. Плазмотрон ПМ-1

Fig. 1. Plasmotron PM-1

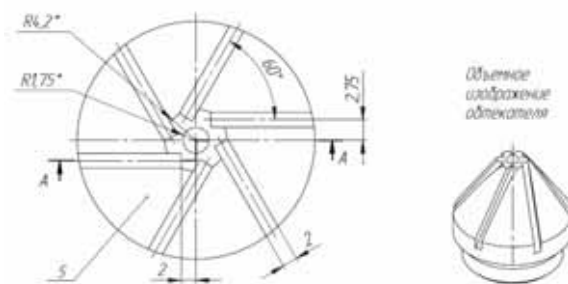


Рис. 2. Обтекатель

Fig. 2. Low-drag fairing

Таблица 1

Данные, полученные при разрыве образцов (плазматрон ПМ-1)

№ Образца	I, А	$P_{отр}$, кН	$\sigma_{сц}$, МПа	$\sigma_{сц, ср}$, МПа
1-28.11.17	150	5,544	11,294	11,568
2-28.11.17	150	5,758	11,731	
3-28.11.17	150	5,733	11,68	
4-28.11.17	200	6,169	12,567	12,862
5-28.11.17	200	6,239	12,71	
6-28.11.17	200	6,534	13,31	
7-28.11.17	250	6,449	13,137	13,463
8-28.11.17	250	6,848	13,95	
9-28.11.18	250	6,529	13,301	
10-28.11.18	300	7,29	14,851	14,045
11-28.11.18	300	6,6	13,445	
12-28.11.18	300	6,794	13,84	

Примечание: $P_{отр}$ – сила, при которой произошёл отрыв покрытия от образца; $\sigma_{сц}$ – адгезионная прочность покрытия; $\sigma_{сц, ср}$ – среднее значение между тремя полученными значениями $\sigma_{сц}$ при одной силе тока на одном плазматроне.

Смесь поступает через коническую полость 12, образованную керамическим кожухом 13 и изолятором 11, а плазмообразующий газ – через канал 30, образованный между катодом 9 и поверхностью отверстия в корпусе катодного узла 6, и конический канал 31 между внутренней поверхностью кожуха 10 и катодом 9 в прикатодную область 13. При этом обеспечивается равномерный прогрев напыляемого материала до температуры плавления, что приводит к повышению качества покрытия, уменьшению энергозатрат и к увеличению ресурса работы плазматрона.

Для проведения испытаний на прочность сцепления покрытия наносились на стальные образцы, выполненные в виде грибков. Величину прочности сцепления покрытия с подложкой определяли методом отрыва (клеевая методика, клей ВК-9) согласно ГОСТ 209–75 при помощи универсальной испытательной машины Eurotest T50. Полученные данные представлены в табл. 1 и 2. Расход напыляемого порошка в питателе был одинаковым для обоих плазматронов. Прочность сцепления покрытия определяли по следующей формуле:

$$\sigma_{сц} = \frac{P_{отр}}{F} = \frac{P_{отр}}{\pi r^2} = \frac{4P_{отр}}{\pi d^2},$$

где $d = 0,025$ м.

По данным табл. 1, 2 построены графики зависимости адгезионной прочности покрытий, нанесенных разными плазматронами, от величины силы тока (рис. 3). Прочность сцепления покрытий, нанесенных экспериментальным плазматроном ПМ-1, примерно на 20 % выше, чем при нанесении импортным F4. Полученные результаты подтверждают, что плазматрон ПМ-1 обеспечивает равномерный прогрев напыляемого порошка до температуры плавления, что приводит к повышению прочности сцепления покрытия с подложкой при одинаковых расходах газов и подводимой мощности.

Толщина покрытия оказывает немаловажное влияние на износ- и коррозионную стойкость. Толщину покрытия, сформированного плазменным напылением, определяли с помощью микрометра. Замеры на каждой пластинке производили в 5 произвольно взятых точках. Результаты занесены в табл. 3, 4.

По данным табл. 3 и 4 построен график зависимости толщины покрытия от силы тока (рис. 4).

Толщина покрытий также оказалась больше примерно на 15–18 %. Это значит, что коэффициент использования материала выше за счет равномерного прогрева напыляемого порошка. Изучение микроструктуры и пористости обработанных образцов проводили с помощью металлографического микроскопа Neophot 32. Увеличение микроскопа составляет от 10 до 2000 раз. Полученные данные по пористости покрытий представлены в табл. 5 и 6.

Таблица 2

Данные, полученные при разрыве образцов (плазматрон F4)

№ Образца	I , А	$P_{отр}$, кВт	$\sigma_{сш}$, МПа	$\sigma_{сш,ср}$, МПа
25-8.12.17	250	5,323	10,843	10,586
26-8.12.17	250	5,073	10,334	
27-8.12.17	250	5,193	10,58	
28-8.12.17	300	5,317	10,832	11,302
29-8.12.17	300	5,824	11,865	
30-8.12.17	300	5,503	11,21	
31-8.12.17	350	5,559	11,324	11,651
32-8.12.17	350	5,846	11,91	
33-8.12.17	350	5,753	11,72	

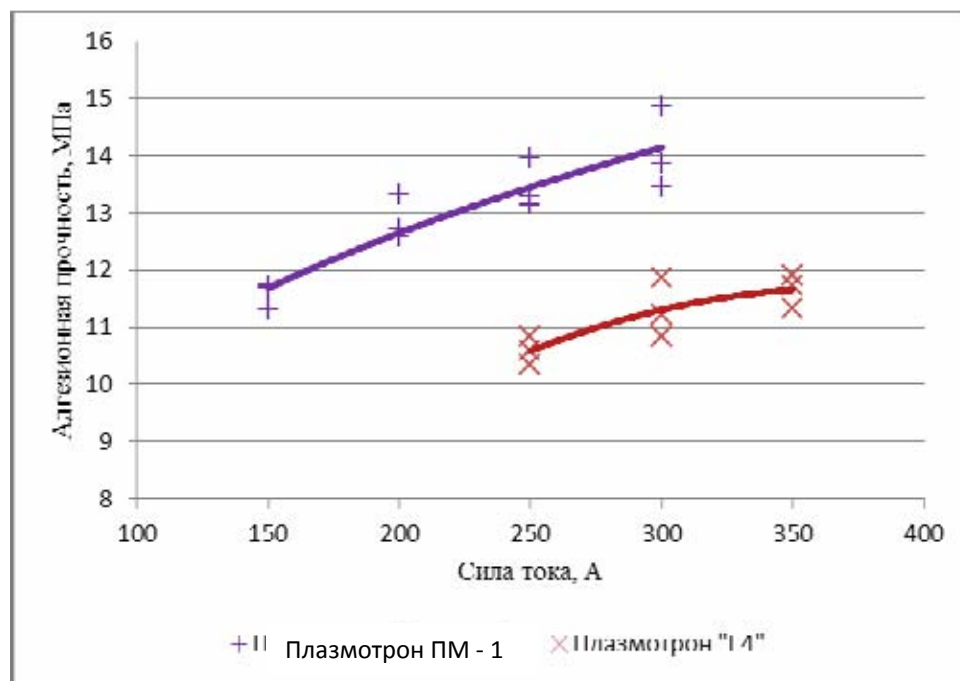


Рис. 3. Зависимость адгезионной прочности покрытия от силы тока

Fig. 3. Dependence of coating adhesion strength from current rate

Таблица 3

Толщина покрытия (плазматрон ПМ-1)

№ образца	I , А	h_i , мкм					$h_{ср}$, мкм	Среднее $h_{ср}$, мкм
		1	2	3	4	5		
13-28.11.17	150	110	131	112	130	112	119	125,9
14-28.11.17	150	125	131	130	146	139	134,2	
15-28.11.17	150	110	139	111	131	131	124,4	
16-28.11.17	200	121	126	112	132	129	124	132,5
17-28.11.17	200	148	131	132	140	151	140,4	
18-28.11.17	200	127	120	144	136	138	133	
19-28.11.17	250	124	118	143	151	129	133	137,1
20-28.11.17	250	159	131	128	152	135	141	
21-28.11.18	250	131	120	152	136	147	137,2	
22-28.11.18	300	144	126	127	141	122	132	139,7
23-28.11.18	300	135	143	161	150	141	146	
24-28.11.18	300	153	131	130	149	142	141	

Примечание: I – значение силы тока (А), при котором проводилось напыление; h_i – толщина покрытия в точке замера; $h_{ср}$ – среднее арифметическое всех значений толщины в точках замера.

Таблица 4

Толщина покрытия (плазмотрон F4)

№ образца	I, A	h_i , мкм					h_{cp} , мкм	Среднее h_{cp} , мкм
		1	2	3	4	5		
34-8.12.17	250	112	83	91	121	108	103	107,7
35-8.12.17	250	93	109	124	94	105	105	
36-8.12.17	250	101	141	99	104	130	115	
37-8.12.17	300	133	136	91	102	93	111	118,3
38-8.12.17	300	104	139	98	129	125	119	
39-8.12.17	300	141	103	100	152	129	125	
40-8.12.17	350	109	121	130	96	124	116	122,0
41-8.12.17	350	132	101	106	142	129	122	
42-8.12.17	350	103	145	141	112	139	128	

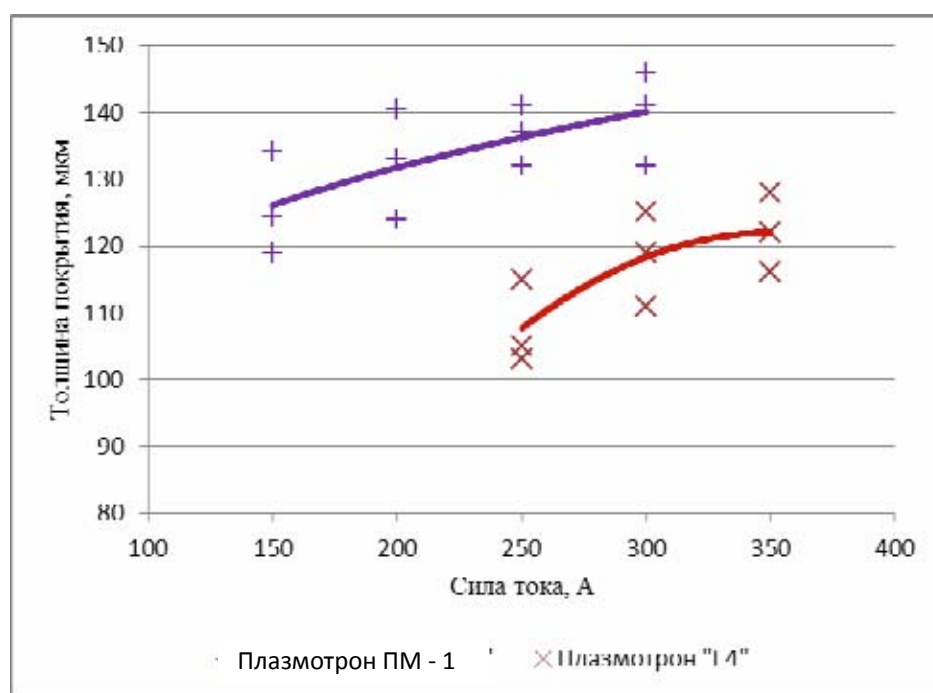


Рис. 4. Зависимость толщины покрытия от силы тока

Fig. 4. Dependence of coating thickness from current rate

Таблица 5

Значения пористости покрытий (плазмотрон ПМ-1)

№ образца	I, A	П, %	П _{ср} , %
13-28.11.17	150	20	23
14-28.11.17	150	23	
15-28.11.17	150	26	
16-28.11.17	200	19	21,3
17-28.11.17	200	20	
18-28.11.17	200	25	
19-28.11.17	250	17	18,8
20-28.11.17	250	19	
21-28.11.18	250	20,5	
22-28.11.18	300	13	14,7
23-28.11.18	300	15	
24-28.11.18	300	16	

Примечание: I – величина силы тока, при которой проводилось напыление (А); П – пористость покрытия (%); П_{ср} – среднее значение пористости для образцов с напылением на одном режиме.

Таблица 6

Значения пористости покрытий (плазмотрон F4)

№ образца	I, А	П, %	П _{ср} , %
34-8.12.17	250	32	30
35-8.12.17	250	31	
36-8.12.17	250	27	
37-8.12.17	300	27	28
38-8.12.17	300	28	
39-8.12.17	300	30	
40-8.12.17	350	25,5	26
41-8.12.17	350	24	
42-8.12.17	350	28,2	

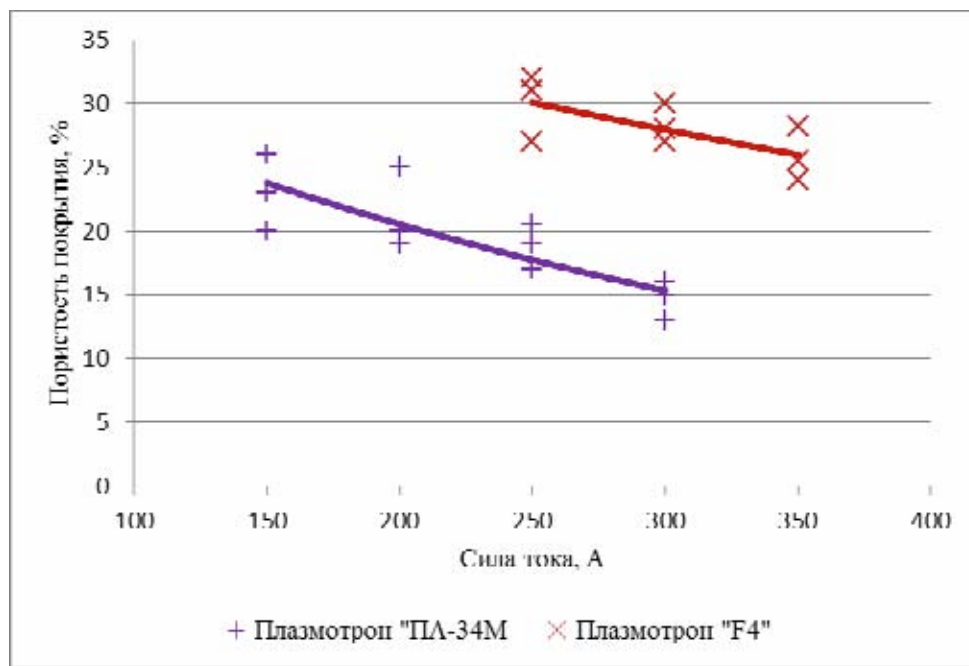


Рис. 5. Зависимость пористости покрытий от силы тока

Fig. 5. Dependence of coating porosity from current rate

По данным табл. 5, 6 построен график зависимости пористости покрытия от величины силы тока для двух плазмотронов (рис. 5). Полученные результаты показывают, что пористость покрытий, полученных на плазмотроне ПМ-1, меньше примерно на 13 %, что также происходит за счет равномерного прогрева напыляемого порошка.

Заключение. Результаты данной работы показывают, что характеристики покрытий, напыленных плазмотроном ПМ-1, выше полученных на промышленном плазмотроне F4 (Switzerland). Повысились прочность сцепления на 20 %, толщина покрытий и коэффициент использования материала – примерно на 15–18 %, а пористость снизилась на 13 %.

Библиографические ссылки

1. Хасуй А. Техника напыления. М. : Машиностроение, 1975. 288 с.
2. Кудинов В. В. Плазменные покрытия. М. : Наука, 1977. 270 с.
3. Кудинов В. В., Иванов В. М. Нанесение плазмой тугоплавких покрытий. М. : Машиностроение, 1981. 212 с.
4. Газотермические покрытия из порошковых материалов : справочник / Ю. А. Харламов [и др.]. Киев : Наукова думка, 1987. 544 с.
5. Копылов В. И., Шатинский В. Ф. Исследование процессов в контактной зоне при плазменном напылении и оценка их параметров // Неорганические и органосиликатные покрытия. Л. : Наука, 1975. С. 96–106.
6. Пузряков А. Ф. Теоретические основы технологии плазменного напыления : учеб. пособие. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2008. 235 с.
7. Харламов Ю. А. Факторы, влияющие на адгезионную прочность газотермических покрытий // Защитные покрытия на металлах. Киев, 1988. Вып. 22. С. 30–34.
8. Полак Л. С., Суров Н. С. Исследование взаимодействия частиц порошка с потоком плазмы в сопле //

Физика и химия обработки материалов. 1969. № 2. С. 19–29.

9. Михеев А. Е., Колмыков В. А. Повышение эксплуатационных характеристик поверхностей элементов конструкций летательных аппаратов. Автоматизация процессов обработки. М. : МАКС Пресс, 2002. 224 с.

10. Михеев А. Е., Стацура В. В., Никушкин Н. В. Оборудование для нанесения качественных газотермических покрытий // Применение газотермических покрытий в машиностроении : III отраслевая науч.-техн. конф. М., 1990. С. 84–87.

11. Обработка тугоплавких оксидов в низкотемпературной плазме / В. В. Стацура [и др.] // Материалы и технологии XXI века : сб. науч. тр. Всерос. научно-техн. конф. Пенза, 2001. С. 123–125.

12. Донской А. В., Клубникин В. С. Электроплазменные процессы и установки в машиностроении. Л. : Машиностроение. Ленингр. отд-ние, 1979. 221 с.

13. Жуков М. Ф., Смоляков В. Я., Урюков Б. А. Электродуговые нагреватели газа (плазмотроны). М. : Наука, 1973. 232 с.

14. Явления переноса в низкотемпературной плазме / под ред. А. В. Лыкова [и др.]. Минск : Наука и техника, 1969. 248 с.

15. Пат. России RU 2276840, МКИ Н 05 Н 1/26, С 23 С 4/00. Электродуговой плазмотрон Саунина / Саунин В. Н. № 2004120804/06. Заявл. 07.07.2004 ; опубл. 20.05.2006.

References

1. Khasuy A. *Tekhnika napyleniya* [Sputtering technique]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1975, 288 p.

2. Kudinov V. V. *Plazmennyye pokrytiya* [Plasma coatings]. Moscow, Nauka Publ., 1977, 270 p.

3. Kudinov V. V., Ivanov V. M. *Naneseniye plazmoy tugoplavkikh pokrytiy* [Plasma application of refractory coatings]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1981, 212 p.

4. Borisov Yu. S., Kharlamov Yu. A., Sidorenko S. L., Ardatovskaya E. N. *Gazotermicheskiye pokrytiya iz poroshkovykh materialov: Spravochnik* [Gasothermic coatings from powder materials: Reference]. Kiev, Naukova dumka Publ., 1987, 544 p.

5. Kopylov V. I., Shatinskiy V. F. [Investigation of processes in the contact zone during plasma deposition and estimation of their parameters]. *Neorganicheskiye i organosilikatnyye pokrytiya*. 1975, P. 96–106 (In Russ.).

6. Puzryakov A. F. *Teoreticheskiye osnovy tekhnologii plazmennogo napyleniya* [Theoretical Foundations of the Technology of Plasma Sputtering]. Mos-

cow, Izdatel'stvo MGTU im. N. E. Bauman Publ., 2008, 235 p.

7. Kharlamov Yu. A. [Factors influencing the adhesion strength of gas-thermal coatings]. *Zashchitnye pokrytiya na metallakh*. 1988, No. 22, P. 30–34 (In Russ.).

8. Polak L. S., Surov N. S. [Investigation of the interaction of powder particles with the plasma flow in the nozzle]. *Fizika i khimiya obrabotki materialov*. 1969, No. 2, P. 19–29 (In Russ.).

9. Mikheev A. E., Kolmykov V. A. *Povysheniye ekspluatatsionnykh kharakteristik poverkhnostey elementov konstruktsiy letatel'nykh apparatov. Avtomatizatsiya protsessov obrabotki* [Improving the performance characteristics of the surfaces of structural elements of aircraft. Automation of processing processes]. Moscow, MAKSS Press Publ., 2002, 224 p.

10. Mikheev A. E., Statsura V. V., Nikushkin N. V. [Equipment for the application of high-quality gas-thermal coatings]. *III otraslevaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya "Primeneniye gazotermicheskikh pokrytiy v mashinostroyenii"* [III branch scientific and technical conference "Application of gas-thermal coatings in mechanical engineering"]. Moscow, 1990, P. 84–87 (In Russ.).

11. Mikheyev A. E., Statsura V. V., Ivasev S. S., Girn A. V. [Processing of refractory oxides in low-temperature plasma]. *Sb. nauchnykh trudov Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii "Materialy i tekhnologii XXI veka"* [Sb. scientific works of the All-Russian scientific and technical conference "Materials and technologies of the XXI century"]. Penza, 2001, P. 123–125 (In Russ.).

12. Donskoy A. V., Klubnikin V. S. *Elektroplazmennyye protsessy i ustanovki v mashinostroyenii* [Electroplasma processes and installations in mechanical engineering]. Leningrad, Mashinostroyeniye Publ., 1979, 221 p.

13. Zhukov M. F., Smolyakov V. Y., Uryukov B. A. *Elektrodugovye nagrevateli gaza (plazmotrony)* [Electric arc gas heaters (plasmotrons)]. Moscow, Nauka Publ., 1973, 232 p.

14. Yavleniya perenosy v nizkoterperaturno-y plazme [Transport phenomena in a low-temperature plasma]. Ed. A. V. Lykova. Minsk, Nauka i tekhnika Publ., 1969, 248 p.

15. Saunin V. N. *Elektrodugovoy plazmotron Saunina* [Electric arc plasmatron Saunina]. Patent RF, No. 2276840, 2006.

© Михеев А. Е., Гирн А. В., Раводина Д. В., Якубович И. О., 2018

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Акзигитов Артур Регович – старший преподаватель, преподаватель, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: aakzigitov88@mail.ru.

Акзигитов Рего Авхадиевич – доцент, заместитель директора по учебной работе; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: akzigitov-r@mail.ru.

Андронов Александр Сергеевич – аспирант, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: andronov-80@mail.ru.

Анистратенко Николай Евгеньевич – начальник БТК, АО «Красноярский машиностроительный завод». Тел. 8(950)-456-58-46.

Балашов Сергей Владимирович – начальник сектора, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: balashov@iss-reshetnev.ru.

Богоявленский Александр Игоревич – младший научный сотрудник, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского Министерства обороны Российской Федерации. E-mail: albg83@yandex.ru.

Бородулин Денис Сергеевич – начальник отделения филиала, филиал ФГУП «Центр эксплуатации наземной космической инфраструктуры» – Научный исследовательский институт прикладной механики имени академика В. И. Кузнецова. E-mail: d.borodulin@niipm.ru.

Бутин Андрей Михайлович – аспирант, Институт информатики и телекоммуникаций, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева; начальник группы разработки информационных технологий и систем автоматизированного проектирования бортовой и наземной кабельной сети, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: butinandr@gmail.com.

Вагапова Наргиза Тухтамышевна – кандидат химических наук, ведущий научный сотрудник, АО «Научно-производственное предприятие «Квант». E-mail: ottdel_17@kvant.ru.

Гаджиев Эльчин Вахидович – ведущий научный сотрудник, кандидат технических наук, АО «Научно-исследовательский институт электромеханики». E-mail: ottd24@niiem.ru.

Газизов Тальгат Рашитович – доктор технических наук, старший научный сотрудник, заведующий кафедрой телевидения и управления, Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники. E-mail: talgat@tu.tusur.ru.

Генали Марина Александровна – старший научный сотрудник, АО «Научно-производственное предприятие «Квант». E-mail: ottdel_17@kvant.ru.

Генералов Александр Георгиевич – начальник лаборатории, АО «Научно-исследовательский институт электромеханики». E-mail: ottd24@niiem.ru.

Гирн Алексей Васильевич – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры летательных аппаратов, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: girn007@gmail.com.

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, главный специалист по выявлению интеллектуальной собственности, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: dvirnyi@iss-reshetnev.ru.

Двирный Гурий Валерьевич – кандидат технических наук, инженер по наладке и испытаниям, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: info@iss-reshetnev.ru.

Делков Александр Викторович – кандидат технических наук, доцент кафедры холодильной, криогенной техники и кондиционирования, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: delkov-mx01@mail.ru.

Дмитриев Данил Вадимович – студент, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: gerundiy48@gmail.com.

Добышев Евгений Викторович – начальник сектора информационных технологий, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: dev@iss-reshetnev.ru.

Дубровский Евгений Юрьевич – аспирант, Томский политехнический университет; инженер-программист 3 категории, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: evgenij.dubrovskij@gmail.com.

Елфимова Марина Владимировна – заместитель начальника кафедры пожарно-технических экспертиз, Сибирский институт пожарной безопасности – филиал Санкт-Петербургского университета ГПС МЧС России. E-mail: elfimar@mail.ru.

Еремин Никита Викторович – младший научный сотрудник, Институт вычислительных технологий СО РАН. E-mail: kaizoku813@gmail.com.

Ефимова Антонина Николаевна – старший преподаватель кафедры иностранных языков, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: efimova.antonina2012@yandex.ru.

Ефремов Сергей Валерьевич – аспирант, Томский политехнический университет; заместитель начальника отдела конструирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: yefremov@iss-reshetnev.ru.

Жалнин Борис Викторович – кандидат физико-математических наук, начальник отдела; АО «Научно-производственное предприятие «Квант». E-mail: otdel_17@kvant.ru.

Иванов Владимир Васильевич – кандидат технических наук, заместитель начальника отдела, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: ivanov@iss-reshetnev.ru.

Каменев Анатолий Анатольевич – кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского Министерства обороны Российской Федерации. E-mail: ahatkamenev@gmail.com.

Кишкан Владимир Владимирович – аспирант, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: kishkan@mail.ru.

Кишкин Александр Анатольевич – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой холодильной, криогенной техники и кондиционирования, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: spsp99@mail.ru.

Козлова Наталья Ивановна – магистрант кафедры конструкторско-технологического обеспечения машиностроительного производства, Политехнический институт, Сибирский федеральный университет. E-mail: natalya.skropotova@mail.ru.

Колесников Сергей Геннадьевич – доктор физико-математических наук, доцент, заведующий кафедрой, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: sgkolesnikov@sibsau.ru.

Копылов Евгений Алексеевич – научный сотрудник, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: evgesh72@mail.ru.

Корнюхин Алексей Владимирович – заместитель начальника отделения филиала, филиал ФГУП «Центр эксплуатации наземной космической инфраструктуры» – Научный исследовательский институт прикладной механики имени академика В. И. Кузнецова. E-mail: lexey1984@inbox.ru.

Крушенко Генрих Гаврилович – доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник, Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: genry@icm.krasn.ru.

Кузнецов Александр Алексеевич – доктор физико-математических наук, профессор, директор, Институт космических исследований и высоких технологий, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: kuznetsov@sibsau.ru.

Латынцев Сергей Валерьевич – инженер, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: lat.sv@mail.ru.

Лебедев Андрей Александрович – старший научный сотрудник, АО «Научно-производственное предприятие «Квант»; инженер второй категории кафедры физической химии, Национальный исследовательский технологический университет «МИСиС». E-mail: otdel_17@kvant.ru.

Лобанов Дмитрий Константинович – кандидат технических наук, доцент кафедры систем автоматического управления, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: u649@yandex.ru.

Максимов Игорь Александрович – доктор технических наук, начальник отдела, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: mia@iss-reshetnev.ru.

Мелкозеров Максим Геннадьевич – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры холодильной, криогенной техники и кондиционирования, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: melkozеров_mg@sibsau.ru.

Мизрах Енис Аврумович – кандидат технических наук, профессор кафедры систем автоматического управления, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: enis-home@mail.ru.

Михеев Анатолий Егорович – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой летательных аппаратов, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: michla@mail.ru.

Мурыгин Александр Владимирович – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой информационно-управляющих систем, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: vm514@mail.ru.

Наумова Анастасия Александровна – научный сотрудник, АО «Научно-производственное предприятие «Квант». E-mail: otdel_17@kvant.ru.

Паращук Иван Александрович – студент, Сибирский федеральный университет. E-mail: ivan-ia-95@mail.ru.

Перемышленников Владимир Владимирович – аспирант, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru.

Писарев Никита Сергеевич – студент, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: nike0996@gmail.com.

Полуян Максим Михайлович – кандидат технических наук, преподаватель, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского Министерства обороны Российской Федерации. E-mail: poluyanmm@mail.ru.

Раводина Дарья Владимировна – инженер кафедры летательных аппаратов, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: Dashaorlova12@yandex.ru.

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

Сагиева Индира Ериковна – аспирант кафедры телевидения и управления, Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники. E-mail: indira_sagieva@mail.ru.

Сенашов Владимир Иванович – доктор физико-математических наук, профессор, ведущий научный сотрудник, Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: sen1112home@mail.ru.

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

Слыщенко Евгений Виталиевич – заместитель начальника отдела, АО «Научно-производственное предприятие «Квант»; инженер первой категории кафедры наноструктурных преобразователей энергии, Национальный исследовательский технологический университет «МИСиС». E-mail: otdel_17@kvant.ru.

Солуянов Андрей Аркадьевич – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского Министерства обороны Российской Федерации. E-mail: vinivka442@yandex.ru.

Стаценко Николай Иванович – студент, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: stacenkon@mail.ru.

Сунцов Сергей Борисович – кандидат технических наук, начальник отдела конструирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: sbsun@iss-reshetnev.ru.

Танасиенко Федор Владимирович – аспирант кафедры холодильной, криогенной техники и кондиционирования, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: prometey_86@mail.ru.

Тихомиров Роман Евгеньевич – ведущий инженер, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: tikhroman@iss-reshetnev.com.

Топильская Светлана Владимировна – ведущий инженер-конструктор филиала, филиал ФГУП «Центр эксплуатации наземной космической инфраструктуры» – Научный исследовательский институт прикладной механики имени академика В. И. Кузнецова. E-mail: s.v.topilskaya@mail.ru.

Трофимчук Денис Александрович – начальник группы, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: maximov@iss-reshetnev.ru.

Филюшина Елена Владимировна – кандидат физико-математических наук, доцент кафедры информационных экономических систем, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: filyushina@sibsau.ru.

Шевченко Юлия Николаевна – заведующий лабораторией кафедры холодильной, криогенной техники и кондиционирования, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: delkov-mx01@mail.ru.

Шевчук Андрей Александрович – магистрант, сотрудник отдела термовакuumных испытаний, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: info@iss-reshetnev.ru.

Якубович Иван Олегович – аспирант, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: flyersin@mail.ru.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Akzigitov Artur Revovich – senior teacher, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: aakzigitov88@mail.ru.

Akzigitov Revo Avkhadievich – Docent, Deputy Director for studies, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: akzigitov-r@mail.ru.

Andronov Aleksandr Sergeevich – postgraduate student, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: andronov-80@mail.ru.

Anistratenko Nikolay Evgen'yevich – quality manager, JSC “Krasnoyarsk Machine Building Plant”. Tel. 8(950)-456-58-46.

Balashov Sergey Vladimirovich – head of sector, JSC “Academician M. F. Reshetnev” Information Satellite Systems”. E-mail: balashov@iss-reshetnev.ru.

Bogoyavlenskiy Aleksandr Igorevich – junior researcher, Mozhaysky Military-Space Academy. E-mail: albg83@yandex.ru.

Borodulin Denis Sergeevich – head of department, NII PM named after V. I. Kuznetsov. E-mail: d.borodulin@niipm.ru.

Butin Andrey Mikhailovich – postgraduate student, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology; director of Development of information technology and computer-aided-design of onboard and ground cable networks group, JSC “Academician M. F. Reshetnev” Information Satellite Systems”. E-mail: butinandr@gmail.com.

Delkov Aleksandr Viktorovich – Cand. Sc., Docent, Department of Refrigeration, Cryogenic Engineering and Conditioning, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: delkov-mx01@mail.ru.

Dmitriev Danil Vadimovich – student, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: gerundiy48@gmail.com.

Dobyshev Evgeny Viktorovich – head of Information technology section, JSC “Academician M. F. Reshetnev” Information Satellite Systems”. E-mail: dev@iss-reshetnev.ru.

Dubrovskiy Evgeny Yur'evich – postgraduate student, Tomsk Polytechnic University; software engineer of the 3d category, JSC “Academician M. F. Reshetnev” Information Satellite Systems”. E-mail: evgenij.dubrovskij@gmail.com.

Dvirnyi Guriy Valerievich – Cand. Sc., commissioning and testing engineer of Department on development of transformable structures, control and adjustment work, JSC “Academician M. F. Reshetnev” Information Satellite Systems”. E-mail: Dvirniyguriy@iss-reshetnev.ru.

Dvirnyi Valery Vasilevich – Dr. Sc., professor, chief specialist in identifying and protecting intellectual property, JSC “Academician M. F. Reshetnev” Information Satellite Systems”. E-mail: dvirnyi@iss-reshetnev.ru.

Efimova Antonina Nikolaevna – senior teacher, Foreign languages department, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: efimova.antonina2012@yandex.ru.

Efremov Sergey Valer'evich – postgraduate student, Tomsk Polytechnic University; deputy head of Electric and heat engineering department, JSC “Academician M. F. Reshetnev” Information Satellite Systems”. E-mail: yefremov@iss-reshetnev.ru.

Elfimova Marina Vladimirovna – Deputy chairman of General professional disciplines department, St. Petersburg EMERCOM University affiliate in Siberia. E-mail: elfimar@mail.ru.

Eremin Nikita Viktorovich – junior researcher, Institute of Computational Technologies SB RAS. E-mail: kaizoku813@gmail.com.

Filyushina Elena Vladimirovna – Cand. Sc., Docent, Department of Information Economic Systems, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: Filyushina@sibsau.ru.

Gadzhiev Elchin Vakhidovich – leading researcher, JSC “Research Institute for Electromechanics”. E-mail: otd24@niiem.ru.

Gazizov Talgat Rashitovich – Dr. Sc., senior researcher, head of Department of Television and Control, Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics. E-mail: talgat@tu.tusur.ru.

Genali Marina Aleksandrovna – senior science researcher, JSC “Research-production enterprise “Kvant”. E-mail: otel_17@kvant.ru.

Generalov Aleksander Georgievich – head of the laboratory, JSC “Research Institute for Electromechanics”. E-mail: otd24@niiem.ru.

Girn Aleksei Vasilyevich – Cand. Sc., Docent, Docent of Department of Flying vehicles, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: girn007@gmail.com.

Gordeev Yury Ivanovich - Cand. Sc., Docent, Department of Design-engineering supply, Siberian Federal University. E-mail: tms-mtf@rambler.ru.

Ivanov Vladimir Vasil'evich – Cand. Sc., vice head of department, JSC “Academician M. F. Reshetnev” Information Satellite Systems”. E-mail: ivanov@iss-reshetnev.ru.

Kamenev Anatoly Anatol'evich – Cand. Sc., senior researcher, Mozhaysky Military-Space Academy. E-mail: ahatkamenev@gmail.com.

Kishkan Vladimir Vladimirovich – postgraduate student, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: kishkan@mail.ru.

Kishkin Alexander Anatolievich – Dr. Sc., professor, head of Department of Refrigeration, Cryogenic Engineering and Conditioning, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: spsp99@mail.ru.

Kolesnikov Sergey Gennadievich – Dr. Sc., Docent, head of department, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: sgkolesnikov@sibsau.ru.

Kopylov Evgeny Alekseevich – scientific researcher, Department of Automatic control system, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: evgesh72@mail.ru.

Kornuhin Alexey Vladimirovich – deputy head of department, NII PM named after V. I. Kuznetsov. E-mail: lexey1984@inbox.ru.

Kozlova Natalia Ivanovna – Master's degree student, Department of Design-technology ensuring machine-building production, Polytechnic Institute, Siberian Federal University. E-mail: natalya.skropotova@mail.ru.

Krushenko Genry Gavrilovich – Dr. Sc., professor, chief research officer, Institute of Computational Modelling SB RAS. E-mail: genry@icm.krasn.ru.

Kuznetsov Alexander Alekseevich – Dr. Sc., professor, head of Institute of Space Research and High Technologies, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: kuznetsov@sibsau.ru.

Latintsev Sergey Valerivich – engineer, JSC “Academician M. F. Reshetnev” Information Satellite Systems”. E-mail: lat.sv@mail.ru.

Lebedev Andrey Alexandrovich – senior science researcher, JSC “Research-production enterprise “Kvant”; engineer of the 2nd category of Department of Physical Chemistry, National Research Technological University “MISiS”. E-mail: otdel_17@kvant.ru.

Lobanov Dmitry Konstantinovich – Cand. Sc., Docent, Department of Automatic control system, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: u649@yandex.ru.

Maximov Igor Aleskandrovich – Dr. Sc., head of department, JSC “Academician M. F. Reshetnev” Information Satellite Systems”. E-mail: mia@iss-reshetnev.ru.

Melkozerov Maksim Gennad'evich – Cand. Sc., docent, docent of Department of Refrigeration, Cryogenic Engineering and Conditioning, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: melkozerov_mg@sibsau.ru.

Miheev Anatolii Egorovich – Dr. Sc., professor, head of Department of Flying vehicles, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: michla@mail.ru.

Mizrah Enis Avrumovich – Cand. Sc., professor, Department of Automatic control system, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: enis-home@mail.ru.

Murygin Alexander Vladimirovich – Dr. Sc., professor, head of Department of Information and Management Systems, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: vm514@mail.ru.

Naumova Anastasia Alexandrovna – science researcher, JSC “Research-production enterprise “Kvant”. E-mail: otdel_17@kvant.ru.

Parashchuk Ivan Alexandrovich – student, Siberian Federal University. E-mail: ivan-ia-95@mail.ru.

Peremishlennikov Vladimir Vladimirovich – postgraduated student, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru.

Pisarev Nikita Sergeyevech – student, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: nike0996@gmail.com.

Poluyan Maksim Mikhailovich – Cand. Sc., lecturer, Mozhaysky Military-Space Academy. E-mail: poluyanmm@mail.ru.

Ravodina Daria Vladimirovna – engineer of Department of Flying vehicles, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: Dashaorlova12@yandex.ru.

Sagiyeva Indira Yerikovna – postgraduate student, Department of Television and Control, Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics. E-mail: indira_sagieva@mail.ru.

Savostyanova Irina Leonidovna – Cand. Sc., Docent, Department of Information Economic Systems, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: Sen@sibsau.ru.

Senashov Sergey Ivanovich – Dr. Sc., professor, head of Department of Information Economic Systems, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: Sen@sibsau.ru.

Senashov Vladimir Ivanovich – Dr. Sc., professor, leading researcher, Institute of Computational Modelling SB RAS. E-mail: sen1112home@mail.ru.

Shevchenko Yulia Nikolaevna – head of the laboratory, Department of Refrigeration, Cryogenic Engineering and Conditioning, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: delkov-mx01@mail.ru.

Shevchuk Andrey Aleksandrovich – Master’s degree student, employee of Thermal vacuum tests department, JSC “Academician M. F. Reshetnev” Information Satellite Systems”. E-mail: info@iss-reshetnev.ru.

Slyshchenko Evgeny Vitalievich – vice-head of the department, JSC “Research-production enterprise “Kvant”; engineer of the 1st category of department of Nanostructured energy converters, National Research Technological University “MISiS”. E-mail: otel_17@kvant.ru.

Soluyanov Andrei Arkadyevich – Cand. Sc., senior researcher, Mozhaysky Military-Space Academy. E-mail: vinivka442@yandex.ru.

Statsenko Nikolay Ivanovich – student, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: stacenkoni@mail.ru.

Suntsov Sergey Borisovich – Cand. Sc., head of department of Airborne electronic equipment design, JSC “Academician M. F. Reshetnev” Information Satellite Systems”. E-mail: sbsun@iss-reshetnev.ru.

Tanasienko Fedor Vladimirovich – postgraduate student, Department of Refrigeration, Cryogenic Engineering and Conditioning, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: prometey_86@mail.ru.

Tikhomirov Roman Evgen’evich – 1st category engineer, JSC “Academician M. F. Reshetnev” Information Satellite Systems”. E-mail: tikhroman@iss-reshetnev.com.

Topilskaya Svetlana Vladimirovna – lead engineer-designer, NII PM named after V. I. Kuznetsov. E-mail: s.v.topilskaya@mail.ru.

Trofimchuk Denis Aleskandrovich – head of group, JSC “Academician M. F. Reshetnev” Information Satellite Systems”. E-mail: maximov@iss-reshetnev.ru.

Vagapova Nargiza Tukhtamyshevna – Cand. Sc., leading science researcher, JSC “Research-production enterprise “Kvant”. E-mail: otel_17@kvant.ru.

Yakubovich Ivan Olegovich – postgraduate student, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: flyersin@mail.ru.

Zhalnin Boris Viktorovich – Cand. Sc., head of department, JSC “Research-production enterprise “Kvant”. E-mail: otel_17@kvant.ru.