

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И ТЕХНОЛОГИИ

SPACECRAFTS & TECHNOLOGIES



КА «Экспресс-АМ22» - 15 лет на орбите
Производитель: АО «ИСС»



Технологическая платформа

НИСС

Национальная Информационная
Спутниковая Система

№2 (28)
2019



НИСС

Деятельность технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система» направлена на скоординированное решение комплекса образовательных, научных, технических, технологических и экономических проблем создания и использования перспективных космических систем и комплексов.

Стратегической целью технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система» является разработка совокупности «прорывных» технологий для:

- радикального повышения показателей пользовательских свойств космических аппаратов новых поколений и доступности персональных пакетных космических услуг;
- значительного расширения присутствия на мировых рынках высокотехнологичной продукции и услуг в космической, телекоммуникационной и других некосмических отраслях экономики.

Журнал является официальным научным изданием технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система».

Сайт ТП «НИСС»: tp.iss-reshetnev.ru



Уважаемые коллеги!

В июне 2019 года компании АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва» исполняется 60 лет. Созданное в 1959 году как филиал ОКБ-1 С.П. Королёва, АО «ИСС» сегодня является одним из ведущих предприятий космической отрасли России.

Деятельность предприятия все эти годы связана с разработкой и изготовлением космических аппаратов и комплексов, а также спутниковых систем. Более 1200 космических аппаратов связи, телекоммуникаций, навигации, геодезии и специального назначения, созданные сибирскими спутникостроителями, были выведены на различные орбиты. Сегодня около сотни спутников АО «ИСС» составляют две трети действующей орбитальной группировки России. Оглядываясь назад, мы можем гордо смотреть на вписанные компанией главы в историю отечественной космонавтики. Группировки космических аппаратов информационного назначения уже на протяжении шести десятилетий работают на орбите планеты во благо не только наших сограждан, но и всего человечества.

Этот путь не был простым. Нашим предшественникам пришлось создавать космическую отрасль в Сибири с нуля, мы вместе пережили тяжелые 90-е годы ушедшего столетия. За эти годы компания смогла успешно создать мощный научно-технический задел и интегрироваться в международную кооперацию.

В настоящее время АО «ИСС», обладая высококвалифицированными кадрами и владея технологиями полного цикла создания космических комплексов, является одной из лучших практик развития высокотехнологичного производства в стране, постоянно это подтверждая высокими показателями научной деятельности, уникальными производственными технологиями, интеллектуальными компетенциями коллектива и качеством выпускаемой продукции.

Сейчас перед компанией стоят важные задачи по созданию новой современной космической техники и обеспечения технологического развития отечественного спутникостроения. И нет сомнений, что с этими задачами АО «ИСС» успешно справится.

Н. А. Тестоведов

**Генеральный директор АО «ИСС»,
Президент ТП «НИСС»,
главный редактор – председатель
редакционного совета, чл.-кор. РАН**

Космические аппараты и технологии

Главный редактор
Тестоедов Николай Алексеевич
чл.-кор. РАН, д-р техн. наук, профессор,
председатель редакционного совета (Железногорск)

Заместитель главного редактора
Халиманович Владимир Иванович
канд. физ.-мат. наук, профессор (Железногорск)

Ответственный секретарь
Хныкин Антон Владимирович
канд. техн. наук (Железногорск)

Редакционный совет
Аннин Борис Дмитриевич
академик РАН, д-р физ.-мат. наук, профессор (Новосибирск)

Васильев Валерий Витальевич
академик РАН, д-р техн. наук, профессор (Хотьково)

Попов Гарри Алексеевич
академик РАН, д-р техн. наук, профессор (Москва)

Шабанов Василий Филиппович
академик РАН, д-р физ.-мат. наук, профессор (Красноярск)

Махутов Николай Андреевич
чл.-кор. РАН, д-р техн. наук, профессор (Москва)

Шайдулов Владимир Викторович
чл.-кор. РАН, д-р физ.-мат. наук (Красноярск)

Беляев Борис Афанасьевич
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

Гарин Евгений Николаевич
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

Косенко Виктор Евгеньевич
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

Красильщиков Михаил Наумович
д-р техн. наук, профессор (Москва)

Медведский Александр Леонидович
д-р физ.-мат. наук (Жуковский)

Овчинников Сергей Геннадьевич
д-р физ.-мат. наук, профессор (Красноярск)

Панько Сергей Петрович
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

Пчеляков Олег Петрович
д-р физ.-мат. наук, профессор (Новосибирск)

Фатеев Юрий Леонидович
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

Хартон Виктор Владимирович
д-р техн. наук, профессор (Королёв)

Чеботарев Виктор Евдокимович
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

Чернявский Александр Григорьевич
(Королёв)

Ежеквартальный научный журнал

Издается с января 2012 года

ISSN 2618-7957

Издатель и учредитель:
Ассоциация «Технологическая платформа
«Национальная информационная спутниковая система»

Журнал «Космические аппараты и технологии» – рецензируемый научный журнал технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система». До 2018 года издавался под названием «Исследования наукограда».

Журнал зарегистрирован Федеральной службой по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (свидетельство ПИ № ФС77-72862 от 22.05.2018 г.)
Импакт-фактор РИНЦ за 2017 г. – 0,181.

«Космические аппараты и технологии» публикуют оригинальные работы, обзорные статьи, очерки и обсуждения, охватывающие последние достижения в области космонавтики.

Тематические направления журнала:

- ракетно-космическая техника;
- новые материалы и технологии в космической технике;
- космическое приборостроение;
- космические услуги;
- инновации космической отрасли.

К публикации принимаются статьи, ранее нигде не опубликованные и не представленные к печати в других изданиях. Статьи, отбираемые для публикации в журнале, проходят закрытое (двойное слепое) рецензирование.

Все материалы размещаются в журнале на бесплатной основе.

Полнотекстовый доступ к электронной версии журнала возможен на сайтах www.elibrary.ru, scholar.google.com, www.cyberleninka.ru

Адрес редакции:
662972, Красноярский край,
ЗАО г. Железногорск, ул. Ленина, 52
E-mail: isercit@gmail.com; <http://www.journal-niss.ru>

Адрес издателя:
662972, Красноярский край,
ЗАО г. Железногорск, ул. Ленина, 52, корп. 4, ком. 224

Журнал распространяется по подписке через почтовые отделения (индекс 39491 в объединенном каталоге «Пресса России»).

Тираж 200 экз. Заказ 8608
Подписано в печать: 07.06.2019
Дата выхода в свет: 21.06.2019

Отпечатано Библиотечно-издательским комплексом
Сибирского федерального университета
660041, Красноярск, пр. Свободный, 82а
Тел.: (391) 206-26-67; <http://bik.sfu-kras.ru>
E-mail: publishing_house@sfu-kras.ru

Spacecrafts & Technologies

Chief Editor

Testoyedov Nikolay A.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Engineering,
Professor, Chairman of Editorial Board (Russia)

Deputy Chief Editor

Khalimanovich Vladimir I.

PhD in Physics and Mathematics, Professor (Russia)

Executive Secretary

Khnykin Anton V.

PhD in Engineering (Russia)

Editorial Board

Annin Boris D.

Academician of RAS, Doctor of Physics and Mathematics,
Professor (Russia)

Popov Garry A.

Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Shabanov Vasily Ph.

Academician of RAS, Doctor of Physics and Mathematics,
Professor (Russia)

Vasiliev Valery V.

Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Makhutov Nikolay A.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Shaidurov Vladimir V.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Physics and Mathematics,
Professor (Russia)

Belyaev Boris A.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Chebotarev Victor E.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Fateev Yury L.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Garin Eugene N.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Khartov Victor V.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Kosenko Victor E.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Krasilshchikov Michael N.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Medvedtskiy Alexander L.

Doctor of Physics and Mathematics (Russia)

Ovchinnikov Sergey G.

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russia)

Panko Sergey P.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Pchelyakov Oleg P.

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russia)

Cherniavsky Alexander G.

(Russia)

Scientific quarterly journal

Published since 2012

ISSN 2618-7957

Publisher and Founder:

Association «Technology Platform

«National Information Satellite System»

«Spacecrafts & Technologies» is peer-reviewed scientific journal of Technology Platform «National Information Satellite System». Until 2018 was published under the title «The Research of the Science City».

The journal is registered by the the Federal Service for Supervision of Communications, Information Technology and Mass Communications (PI certificate no. FS77-72862, May 22, 2018).

The journal publishes original papers, reviews articles, rapid communications and discussions covering recent advances in space.

The journal sections:

- Rocket and space equipment;
- New materials and technologies in space equipment;
- Space instrument engineering;
- Space Services;
- Innovation of the space industry.

«Spacecrafts & Technologies» publishes only original research articles. All articles are peer reviewed by international experts. Both general and technical aspects of the submitted paper are reviewed before publication.

The publication of manuscripts is free of charge.

The journal is on open access on www.elibrary.ru, scholar.google.com, www.cyberleninka.ru

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Н. А. Бердникова, О. А. Белов, А. В. Лопатин
ИССЛЕДОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ
РЕЖИМА ИЗГОТОВЛЕНИЯ ВЫСОКОТОЧНОГО
КОМПОЗИТНОГО РЕФЛЕКТОРА АНТЕННЫ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

М. Ю. Овчинников, Д. С. Ролдугин
СОВРЕМЕННЫЕ АЛГОРИТМЫ АКТИВНОЙ
МАГНИТНОЙ ОРИЕНТАЦИИ СПУТНИКОВ

А. А. Ковель
ПРОГНОСТИЧЕСКИЙ ПОТЕНЦИАЛ
МАТЕМАТИЧЕСКОГО ПЛАНИРОВАНИЯ
ЭКСПЕРИМЕНТА

КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ

М. Н. Уткин, А. Г. Сайбель
МОДЕРНИЗАЦИЯ АППАРАТУРЫ УПРАВЛЕНИЯ
БОРТОВОЙ ШКАЛОЙ ВРЕМЕНИ КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ «ГЛОНАСС-К2»

КОСМИЧЕСКИЕ УСЛУГИ

Р. Б. Ковалев, В. Н. Ратушняк, П. Ю. Зверев
ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ И РАСЧЕТ
БЮДЖЕТА РАДИОЛИНИИ В НАЗЕМНОЙ
СИСТЕМЕ БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ НА ОСНОВЕ
ПСЕВДОСПУТНИКОВ

ИННОВАЦИИ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

В. Е. Чеботарев, И. Л. Сидорова
КОСМИЧЕСКИЕ ТЕХНОЛОГИИ – ОДНА ИЗ
БАЗОВЫХ ОСНОВ ИННОВАЦИОННОГО
РАЗВИТИЯ СИБИРСКОГО РЕГИОНА

ROCKET AND SPACE EQUIPMENT

N. A. Berdnikova, O. A. Belov, A. V. Lopatin
RESEARCH AND OPTIMIZATION OF
PRODUCTION CYCLE OF HIGH-PRECISION
COMPOSITE SPACECRAFT ANTENNA
REFLECTOR

M. Yu. Ovchinnikov, D. S. Roldugin
RECENT ADVANCES IN THE ACTIVE MAGNETIC
CONTROL OF SATELLITES

A. A. Kovel
PROGNOSTIC POTENTIAL OF MATHEMATICAL
EXPERIMENT PLANNING

SPACE INSTRUMENT ENGINEERING

M. N. Utkin, A. G. Saybel
MODERNIZATION OF TIME SCALE CONTROL
UNIT FOR «GLONASS-K» SPACECRAFTS

SPACE SERVICES

R. B. Kovalyov, V. N. Ratushnyak, P. Yu. Zverev
RESEARCH OF PARAMETERS AND CALCULATION
OF THE BUDGET OF THE RADIO LINE IN THE
GROUND-BASED SYSTEM OF NEAR NAVIGATION
ON THE BASIS OF PSEUDO-SATELLITES

INNOVATION OF THE SPACE INDUSTRY

V. E. Chebotarev, I. L. Sidorova
SPACE TECHNOLOGIES – ONE OF THE BASIC
BASES OF INNOVATIVE DEVELOPMENT OF THE
SIBERIAN REGION

ИССЛЕДОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ РЕЖИМА ИЗГОТОВЛЕНИЯ ВЫСОКОТОЧНОГО КОМПОЗИТНОГО РЕФЛЕКТОРА АНТЕННЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Н. А. Бердникова¹, О. А. Белов¹, А. В. Лопатин^{2,3} ✉

¹АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

²Сибирский государственный университет науки и технологий им. акад. М. Ф. Решетнёва,
г. Красноярск, Российская Федерация

³Институт вычислительных технологий СО РАН,
г. Красноярск, Российская Федерация

В работе представлена конечно-элементная модель работы автоклава, разработана методика моделирования нагрева рефлектора на формообразующей оправке и конечно-элементная модель деформирования рефлектора после снятия с оправки. Моделирование выполнено в программной среде. Разработанная методика позволяет прогнозировать форму и значения отклонений рефлектора до его изготовления, и, при необходимости, вносить конструкторско-технологические доработки. Выполнена успешная верификация результатов конечно-элементного моделирования полимеризации композитного рефлектора с помощью натурального эксперимента. Создана углепластиковая оправка для формования композитного рефлектора зеркальной антенны, которая дешевле используемой в настоящий момент инваровой оправки и требует меньше времени на изготовление. Разработаны рекомендации по совершенствованию технологического процесса изготовления композитных контурных рефлекторов зеркальных антенн на углепластиковой формообразующей оправке. Определен оптимальный режим отверждения композитного рефлектора. Результаты исследований были использованы при выполнении опытно-конструкторской работы и при изготовлении композитных контурных рефлекторов космических аппаратов.

Ключевые слова: антенна космического аппарата, углепластик, технологические напряжения, автоклав, формообразующая оправка, метод конечных элементов.

Введение

Системы спутниковой связи и ретрансляции получили широкое распространение. Развитие спутниковых систем связано с совершенствованием конструкций антенн, одной из которых является зеркальная антенна с профилированным рефлектором, формирующим контурную диаграмму направленности. Контурный рефлектор по сравнению с гладким рефлектором позволяет значительно улучшить энергетические характеристики антенны, а также решить вопросы электромагнитной совместимости со смежными географическими зонами.

Антенна в процессе функционирования подвержена влиянию экстремальных положительных и отрицательных температур, вакуума и радиации. Реализация высоких эксплуатационных характери-

стик бортовых антенн является основной задачей конкурентоспособного производства космических аппаратов. Точность наведения антенны зависит от точности и размеростабильности рефлектора. Для обеспечения этих факторов конструкция рефлектора изготавливается из полимерных композитных материалов, основным из которых является углепластик. Этот материал способен выдерживать экстремальные условия космоса, имеет высокую жесткость и прочность, низкий коэффициент теплового расширения и малую плотность.

Изготовление рефлектора из композитных материалов происходит на формообразующей оправке в автоклаве и совмещает в одном технологическом процессе создание материала и конструкции. Неравномерность температурных полей при полимеризации, усадка связующего, изменение ориентации углов армирования – являются основными причинами возникновения отклонений поверхности рефлектора от теорети-

✉ lopatin@krasmail.ru

ческого профиля. Контроль этих отклонений осуществляется после снятия рефлектора с оправки. Процесс полимеризации композитных материалов происходит «вслепую», из-за чего форма готового рефлектора непредсказуемо отличается от теоретического профиля. Это приводит к появлению большого числа бракованных конструкций, стоимость которых велика.

Становится очевидна необходимость прогноза формы рефлектора при его производстве. Опережающая подготовка процесса изготовления рефлектора с использованием автоматизированного проектирования технологического процесса позволит повысить точность рефлекторов, а также снизить финансовые вложения и сократить время на создание конструкции. Создание методики автоматизированного проектирования процесса изготовления контурного рефлектора зеркальной антенны космического аппарата направлено на совершенствование существующих и создание перспективных образцов космической техники. В последние годы автоклавное формование изделий из композитных материалов нашло широкое

применение в производстве конструктивных элементов антенн космических аппаратов. Высокие требования к точности изготовления контурных рефлекторов зеркальных антенн инициируют новые исследования технологии изготовления таких конструкций. Цель представляемой статьи состоит в разработке методики компьютерного моделирования процесса изготовления контурного композитного рефлектора зеркальной антенны космического аппарата для прогноза его профиля после снятия с формообразующей оправки.

1. Анализ современного состояния и обоснование актуальности проблемы

Существуют различные конструктивные схемы рефлекторов антенн космических аппаратов (КА) из композитных материалов, которых объединяет между собой наличие отражающей оболочки из многослойного углепластика (рис. 1).

Особенность представленных выше конструкций состоит в том, что толщина углепла-

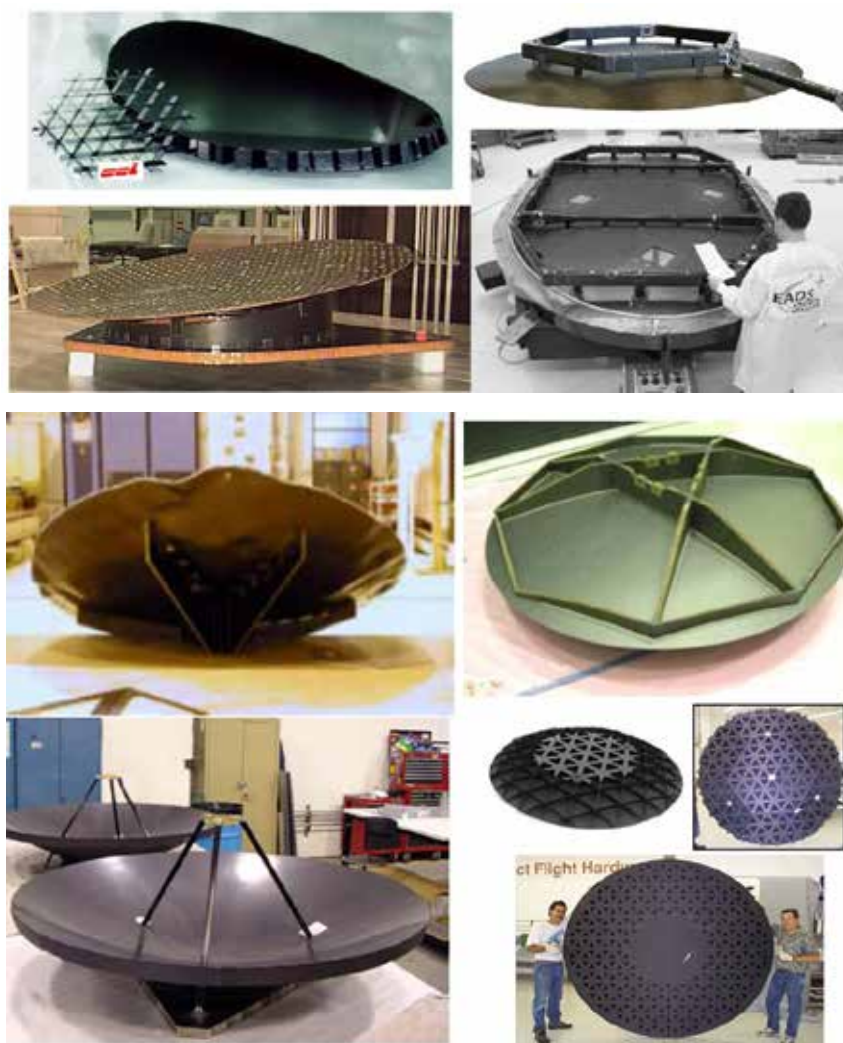


Рис. 1. Конструктивные исполнения композитных рефлекторов антенн КА

стиковых оболочек рефлекторов соизмерима с толщиной армирующих компонентов. Это приводит к повышенной чувствительности характеристик рефлектора к отклонению технологических процессов от оптимальных. Поэтому повышение точности рефлекторов антенн из углепластика во многом связано с необходимостью учета влияния технологических параметров изготовления на свойства конструкции.

Изготовление рефлектора происходит в автоклаве при температуре 180 °С. Одна из проблем высокотемпературной вакуумно-автоклавной полимеризации многослойной оболочки из углепластика заключается в наличии после полимеризации остаточных деформаций. Эти деформации обусловлены влиянием технологических остаточных напряжений, разбросом свойств материалов и различной жесткостью элементов конструкции.

Остаточные напряжения в композитных деталях развиваются, как правило, во время полимеризации [1–5]. В процессе полимеризации происходит гелеобразование матрицы и обволакивание волокон с последующим застыванием. На уровне слоя химическому сжатию смолы из-за сшивания молекулярных цепей сопротивляются волокна. Такое поведение связано с разными коэффициентами температурного расширения в продольном и поперечном направлении волокна. Этот механизм ответственен за развитие остаточных напряжений на микроуровне. Еще одним фактором возникновения остаточных напряжений во время полимеризации является взаимодействие композитного материала с формообразующей оснасткой.

Большинство существующих подходов к исследованию остаточных напряжений при полимеризации изделий из композитных материалов в автоклаве сводятся к одно- или двумерной модели тепловых потоков при полимеризации. В качестве граничных условий применялись однородная температура полимеризации в автоклаве или постоянный коэффициент теплопередачи на протяжении всего цикла формования. Примеры этих подходов могут быть найдены в статьях [6–9]. Учитывать неоднородность температурного поля в автоклаве было предложено в работах [10–11]. Авторы этих исследований признали важность рассмотрения скорости потока в автоклаве и эффекты затенения производственных оправок, но не обеспечили соответствующий способ их моделирования. В работе [12] предпринята попытка оценить равномерность нагрева технологической оснастки из стали с помощью конечно-элементного моделирования (рис. 2) с учетом теплопереноса в воздушной среде автоклава.

В работе [13] проведено моделирование нагрева композитных деталей внутри автоклава с использованием вычислителя ANSYS [14]. Конечно-элементная сетка для модели была построена с

использованием Altair Hypermesh [15]. Авторы использовали модель турбулентности SST (Shear Stress Transport) и создали подробную модель из 5,6 млн. элементов. Был смоделирован 10-ти часовой автоклавный процесс с мультинагрузением в соответствии с циклом отверждения материала. В модели учитывались как оснастка, так и вспомогательные технологические материалы для изготовления деталей вертолета. Распределение скоростей воздуха в автоклаве показано на рис. 3.

Полученное поле скоростей дало представление о том, насколько сильно разнится скорость потока воздуха, обдувающего оснастку. Проведение этого расчета потребовало от разработчиков значительных временных затрат и мощных компьютеров.

Исходя из вышесказанного, становится очевидна необходимость создания методики моделирования композитного рефлектора с учетом геометрии внутренней камеры автоклава, оснастки для изготовления и ступенчатого технологического цикла полимеризации рефлектора, при этом необходимо сократить вычислительное время при сохранении точности вычислений.

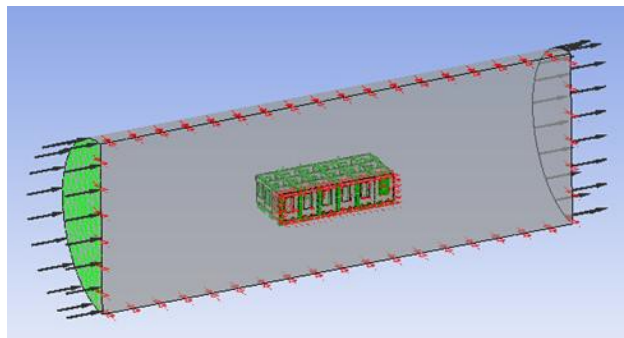


Рис. 2. Модель автоклава в ANSYS CFX [12]

2. Разработка методики моделирования автоклавной полимеризации рефлектора зеркальной антенны космического аппарата

Моделирование вынужденной конвекции в автоклаве Olmag ATC-500/5500 проведено в конечно-элементном программном комплексе.

В общем случае для задачи газовой динамики решается система из четырех независимых уравнений, которая носит название системы уравнений Навье-Стокса: уравнение неразрывности (сохранения массы), уравнение количества движения (сохранения импульса), уравнение энергии (сохранения энергии), уравнение состояния.

Первым шагом решения задачи моделирования тепловых полей в автоклаве является проведение калибровки конечно-элементной модели автоклава (рис. 4).

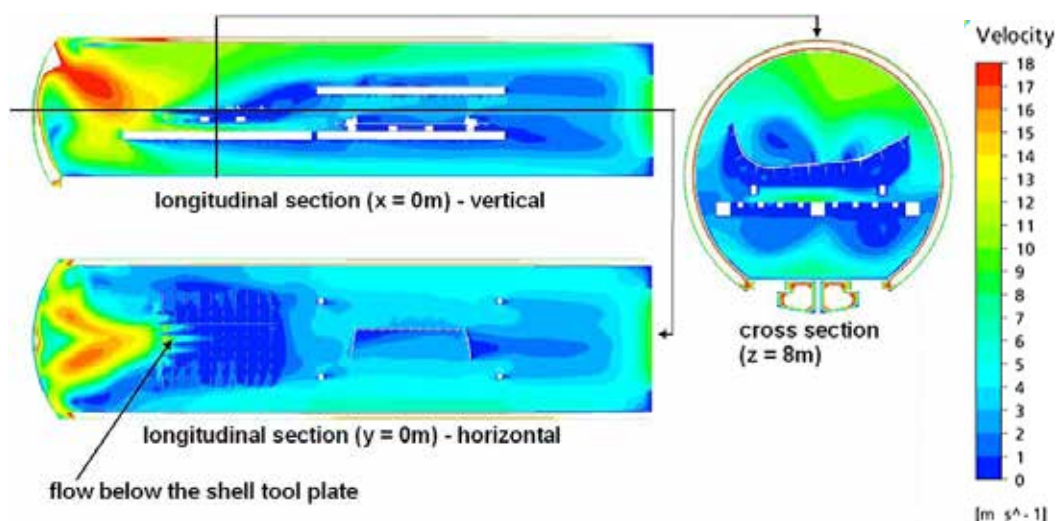


Рис. 3. Распределение скоростей воздуха в автоклаве [13]

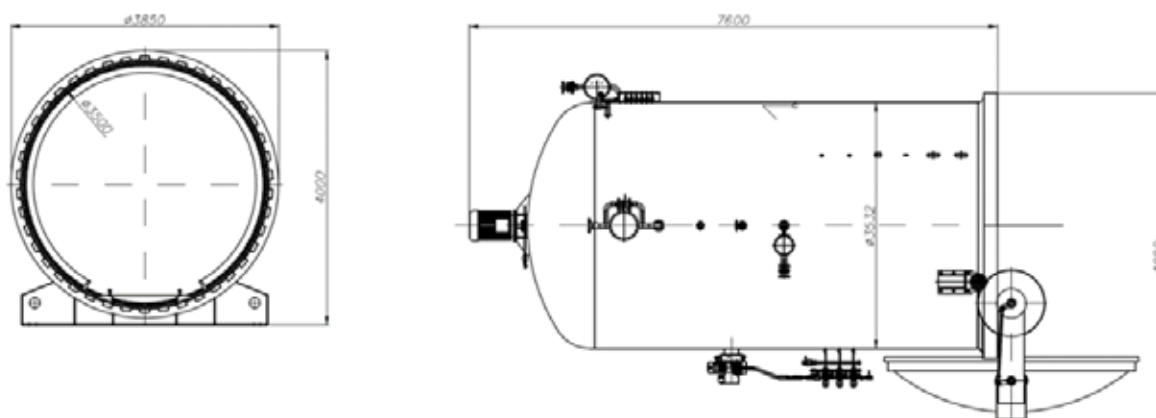


Рис. 4. Автоклав

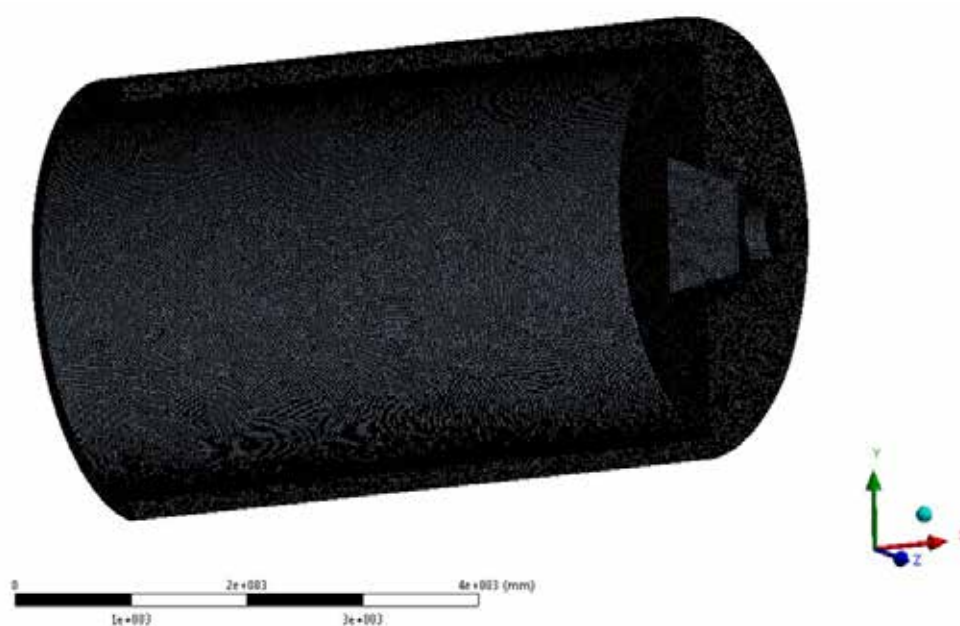


Рис. 5. Конечно-элементная сетка открытого автоклава в разрезе

Автоклав состоит из внутренней и внешней камер, крышки, рабочего стола, воздухозаборника, нагревательных элементов и вентилятора. Скорость потоков воздуха в автоклаве определяется расходом воздуха через выпускную поверхность вентилятора. Сложностью являлось то, что для моделируемого автоклава неизвестны как геометрические параметры этой поверхности, так и расход воздуха через нее. Однако был проведен эксперимент, в ходе которого производилось включение автоклава с открытой крышкой и замер скоростей воздуха при температуре 25 °С на выходе из внешней камеры автоклава. В результате были получены значения скоростей в диапазоне 5 ± 1 м/с. На основании этого эксперимента была произведена калибровка модели автоклава. Был смоделирован пустой автоклав без крышки и подобрано значение расхода воздуха на выходе из вентилятора. Конечно-элементная сетка модели для калибровки автоклава насчитывает 1 млн. узлов и 5,7 млн. элементов (рис. 5). Результаты моделирования автоклава с открытой крышкой показаны на рис. 6 и 7.

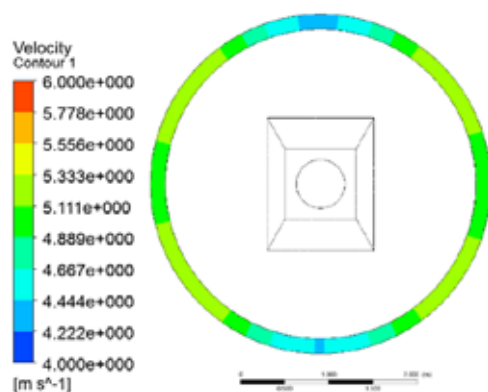


Рис. 6. Скорости воздуха на выходе из внешней камеры автоклава

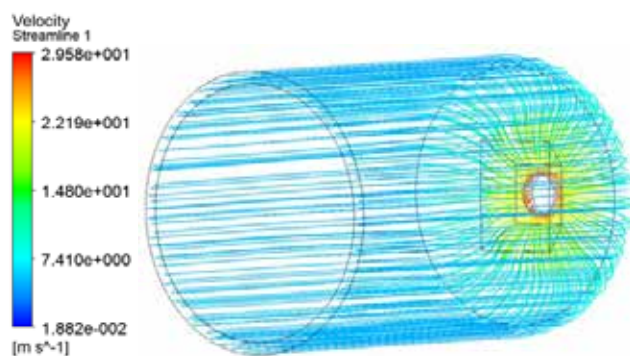


Рис. 7. Линии тока воздуха во внешней камере автоклава

Необходимый расход воздуха при температуре 25 °С на выходе из вентилятора составил 11,6 кг/с. Принимая во внимание значение плотности воздуха при температуре 25 °С, которое составляет 1,185 кг/м³, получаем объемный расход воздуха в вентиляторе, равный 9,789 м³/с.

Площадь сечения внешней камеры автоклава составляет 1,965 м². Отсюда можно вычислить среднюю скорость воздуха по сечению, которая в данной модели составляет 5 м/с.

Задача моделирования тепловых воздушных потоков в автоклаве была решена для установившегося потока. Длительность расчета составила 4 часа. Таким образом, моделировать весь цикл полимеризации рефлектора в модуле газовой динамики не рационально с точки зрения затрат вычислительного времени. Трехслойный рефлектор формируется в автоклаве без избыточного давления. В зависимости от связующего и клея температура в автоклаве изменяется от 20 °С до 180 °С. Учитывая эти данные, был выполнен анализ влияния нагретого воздуха на значение его скорости и на коэффициенты теплоотдачи в потоке на границе с рефлектором.

Известно, что в автоклаве при температуре 25 °С и 180 °С циркулирует масса воздуха, которая в неподвижном состоянии дает давление в 1 атм. в том же объеме. Это соответствует реальным условиям при нагреве, когда в автоклаве поддерживается давление в 1 атм., а лишний воздух стравливается. Для температуры 25 °С массовый расход воздуха через вентилятор составляет 11,6 кг/м. Плотность газа при температуре 180 °С составляет 0,77954 кг/м³. Объемный расход воздуха через вентилятор будет сохраняться тем же, что и при 25 °С. Тогда массовый расход воздуха через вентилятор уменьшается пропорционально его плотности и при температуре 180 °С будет равен 7,63 кг/с.

Конечно-элементная сетка пустого закрытого автоклава насчитывает 0,94 тыс. узлов и 5,3 млн. элементов. Результаты расчета скоростей воздуха в автоклаве при температурах 25 °С и 180 °С показаны на рис. 8–11.

Приведенные результаты показали, что температура воздуха практически не влияет ни на картину течения, ни на скорости воздуха в пустом автоклаве при соответствующем пересчете расхода воздуха. На основании полученных данных была разработана конечно-элементная модель автоклава с рефлектором, расположенном на формообразующей оправке. Диаметр рефлектора 1,8 м. Модель состоит из 3,7 млн. узлов и 20 млн. элементов (рис. 12).

В модели использовались следующие граничные условия: приток воздуха через выпускную поверхность вентилятора – 11,6 кг/с; сток воздуха через поверхность решетки – 11,6 кг/с. Результаты расчетов показаны на рис. 13.

Выявлено, что значение коэффициентов теплоотдачи на оправке с рефлектором находятся в диапазоне от 0 до 83 В·м²/К. Коэффициенты теплоотдачи были импортированы в модуль теплового анализа. На основе этих данных решена задача моделирования нагрева рефлектора на протяжении всего цикла полимеризации.

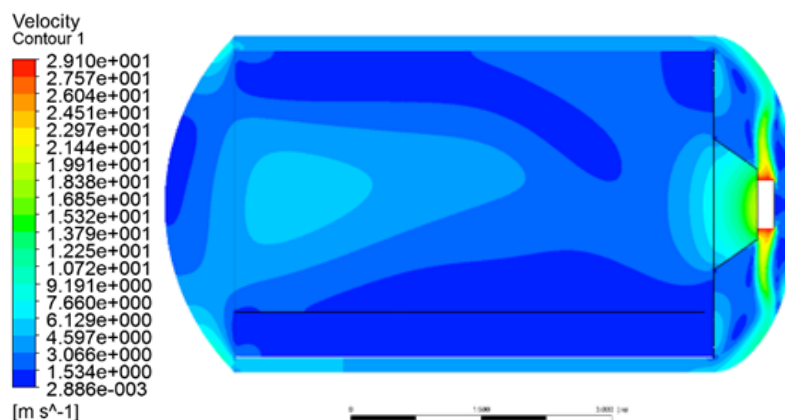


Рис. 8. Скорости воздуха в центральном вертикальном сечении автоклава (при температуре 25 °C)

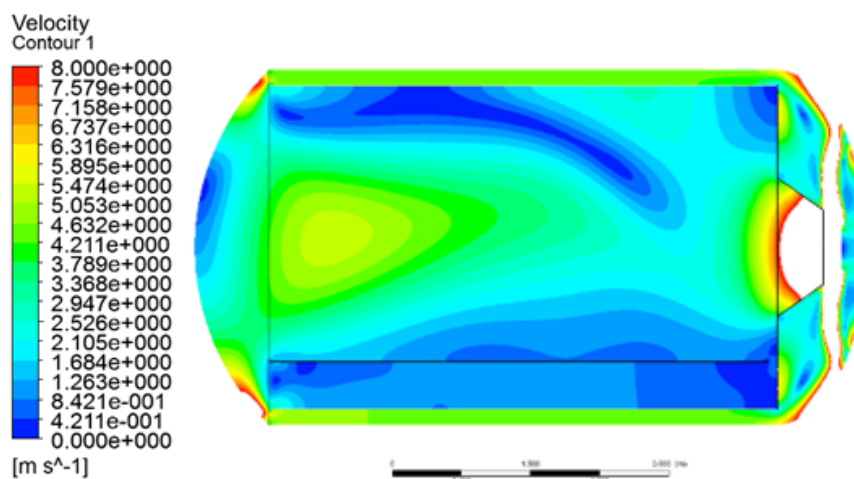


Рис. 9. Скорости воздуха в центральном вертикальном сечении автоклава (показаны значения в диапазоне 0–8 м/с, при температуре 25 °C)

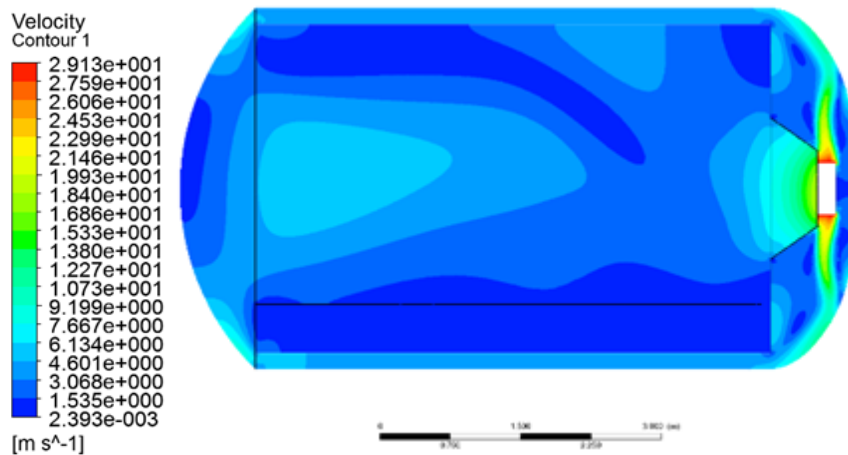


Рис. 10. Скорости воздуха в центральном вертикальном сечении автоклава (при температуре 180 °C)

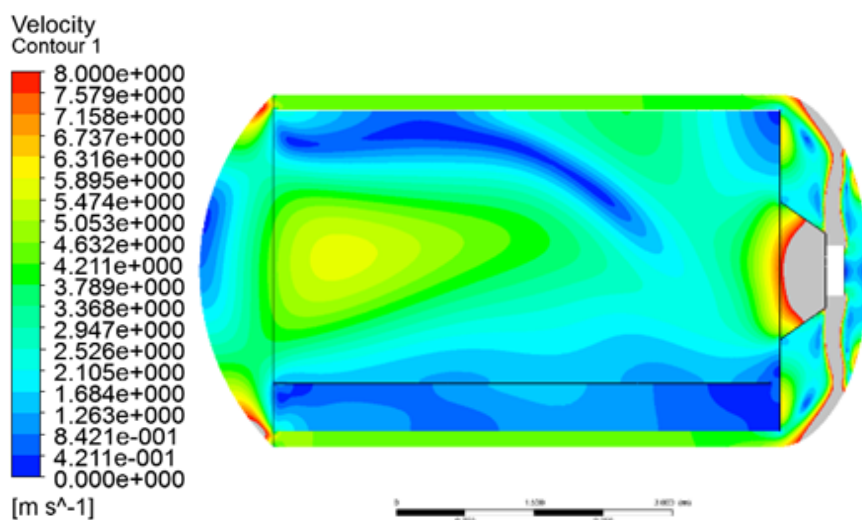


Рис. 11. Скорости воздуха в центральном вертикальном сечении автоклава (показаны значения в диапазоне 0–8 м/с, при температуре 180 °С)

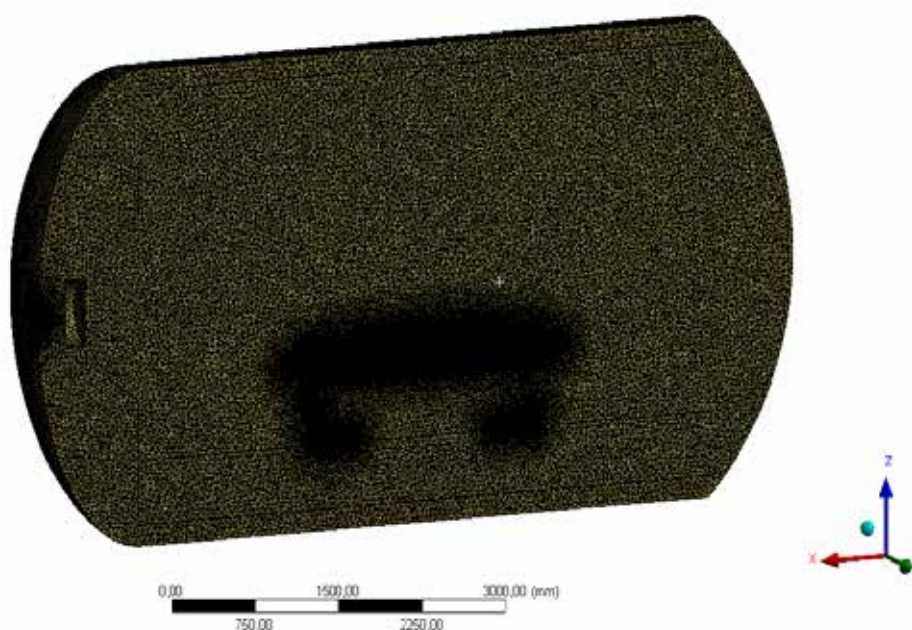


Рис. 12. Конечно-элементная модель автоклава с оправкой и рефлектором в разрезе

Рефлектор представляет собой сэндвич конструкцию с углепластиковыми обшивками и сотовым наполнителем из алюминия.

Цикл полимеризации, установленный в конечно-элементной модели, соответствовал тому, который применяется в производстве.

На рис. 14 показано распределение температур на фронтальной и тыльной обшивках рефлектора в диапазоне от 114 °С до 120 °С. Этот температурный интервал соответствует полимерному переходу связующего из гелеобразного в твердое состояние.

Известно, что в результате полимерных переходов могут возникать явления «заморажива-

ния» или «размораживания» механических деформаций, появившихся в результате воздействия неоднородного, нестационарного поля температур на материалы с разными коэффициентами линейного температурного расширения. Так, деформации, возникшие в полимерном материале при температуре, соответствующей гелеобразному состоянию, будут «заморожены» при достижении температуры полимеризации. «Размораживание» этих деформаций произойдет при последующем нагреве выше температуры стеклования. Этим явлением обусловлено изменение геометрических параметров рефлектора после термоциклирования.

Полученные температуры были импортированы в модуль статического анализа и проведен анализ напряжений в слоях несущих обшивок. При моделировании предполагалось, что слои каждой обшивки вместе с сотовым заполнителем и формообразующей поверхностью оправки деформируются совместно.

Наибольших значений напряжения σ_x , σ_y достигают во фронтальной обшивке, но при этом

они незначительно отличаются от соответствующих напряжений в тыльной обшивке. В зоне подветренной стороны оправки с рефлектором имеют место максимальные значения напряжений. Величина напряжений составляет 70 % от предела прочности связующего на растяжение.

Для того чтобы получить деформированное состояние рефлектора после снятия с оправки была решена задача тепловых деформаций. Это

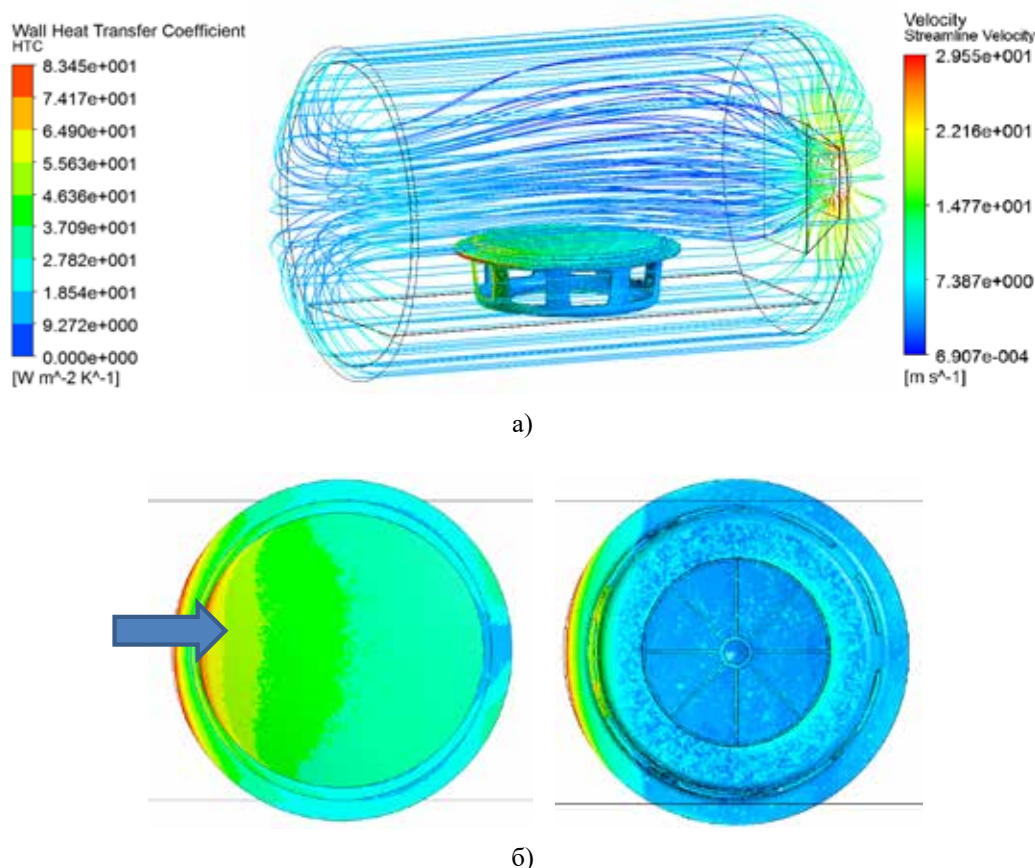


Рис. 13. Движение воздуха в автоклаве и распределение коэффициентов теплоотдачи: а) линии тока воздуха в автоклаве и распределение коэффициентов теплоотдачи, б) распределение коэффициентов теплоотдачи по поверхности оправки с наружной и внутренней стороны (слева направо)

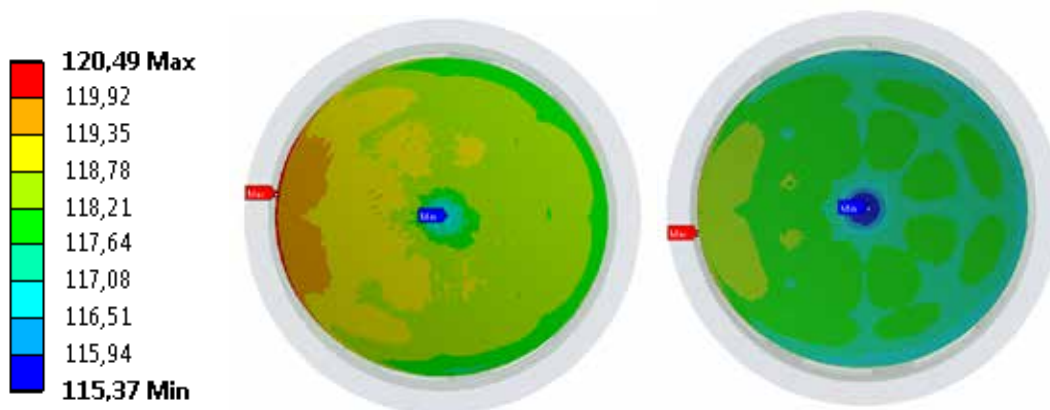


Рис. 14. Распределение температур на рефлекторе (фронтальная и тыльная стороны)

решение получено при условии, что рефлектор в начальном состоянии имеет неравномерный нагрев, соответствующий градиенту температур на стадии полимерного перехода из гелеобразного состояния в твердое, а конечная температура составляет $22\text{ }^{\circ}\text{C}$ – температура производственного помещения. Результаты моделирования представлены на рис. 15.

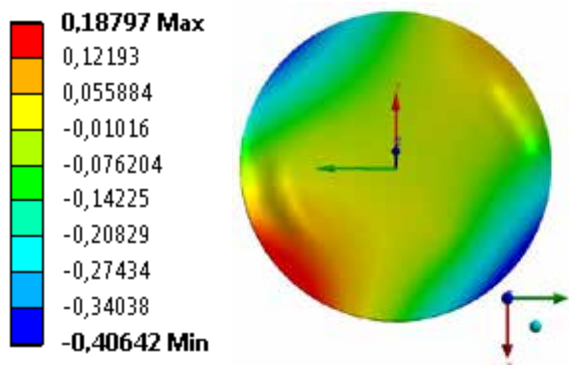


Рис. 15. Перемещения (мм) вдоль оси Z рефлектора (ось Z перпендикулярна плоскости установки рефлектора при измерениях)

3. Анализ результатов моделирования и экспериментального прогрева рефлектора зеркальной антенны в автоклаве

Представим результаты экспериментального цикла полимеризации рефлектора и получим картины распределения температур на тыльной и фронтальной обшивках. На основе этих данных выполним анализ результатов моделирования и эксперимента.

Датчики измерения температуры во время цикла полимеризации рефлектора были расположены на фронтальной и тыльной сторонах оправки и рефлектора (рис. 16). Датчики 1–7 распо-

жены на тыльной стороне рефлектора. Сверху на них установлен вакуумный мешок. Датчики 8–14 установлены на рабочей поверхности оправки. Датчики 15–20 расположены на тыльной стороне оправки.

В первые 8 часов полимеризации с наибольшей интенсивностью нагревается область тыльной обшивки рефлектора со стороны двери автоклава (датчик 5). Затем с интервалом в $1\text{--}2\text{ }^{\circ}\text{C}$ происходит увеличение температуры в левой, правой, центральной и задней частях тыльной обшивки рефлектора (датчики 6, 7, 1, 2, 4 и 3). С интервалом в $10\text{ }^{\circ}\text{C}$ от показаний датчика 5 происходит нагрев фронтальной обшивки рефлектора (датчики 8–14). Аналогичная картина наблюдается на протяжении всего цикла полимеризации на металлической оправке. Абсолютная разница между датчиками 1–14 на протяжении всего цикла полимеризации показана на рис. 17.

Результаты эксперимента демонстрируют неравномерность нагрева рефлектора в процессе изготовления. Полученные данные соответствуют тем, что были получены при моделировании.

Для проведения сравнения отклонений формы отражающей поверхности рефлектора от теоретической поверхности был изготовлен рефлектор, на котором были проведены соответствующие измерения. Измерение формы рефлектора проводилось на контрольно-измерительной машине с паспортной погрешностью, соответствующей габаритному размеру рефлектора, не более $5\text{ }\mu\text{m}$. Рефлектор проходил цикл полимеризации, описанный выше. На рис. 18 показаны результаты измерений отражающей поверхности рефлектора. Среднеквадратическое отклонение фактической поверхности от теоретической составляет $0,154\text{ mm}$ (максимум – $0,622\text{ mm}$, минимум – $0,44\text{ mm}$).

Формы рефлектора, полученные при изготовлении и в результате конечно-элементного анализа совпадают.

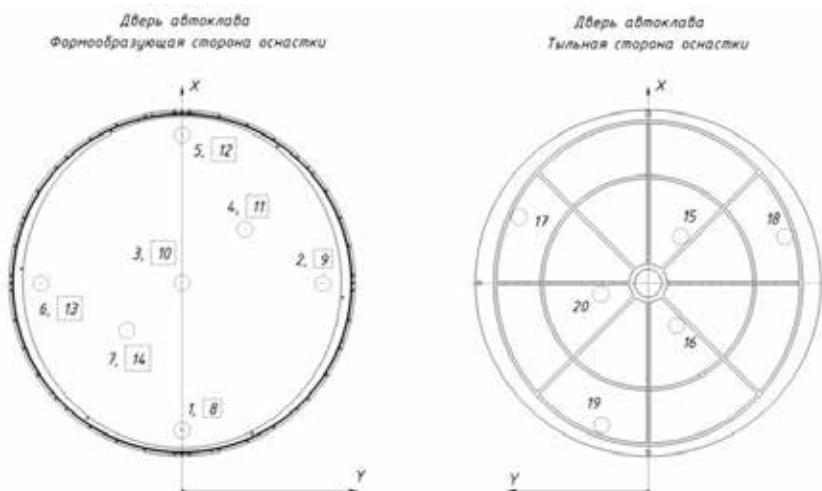


Рис. 16. Расположение датчиков на оправке

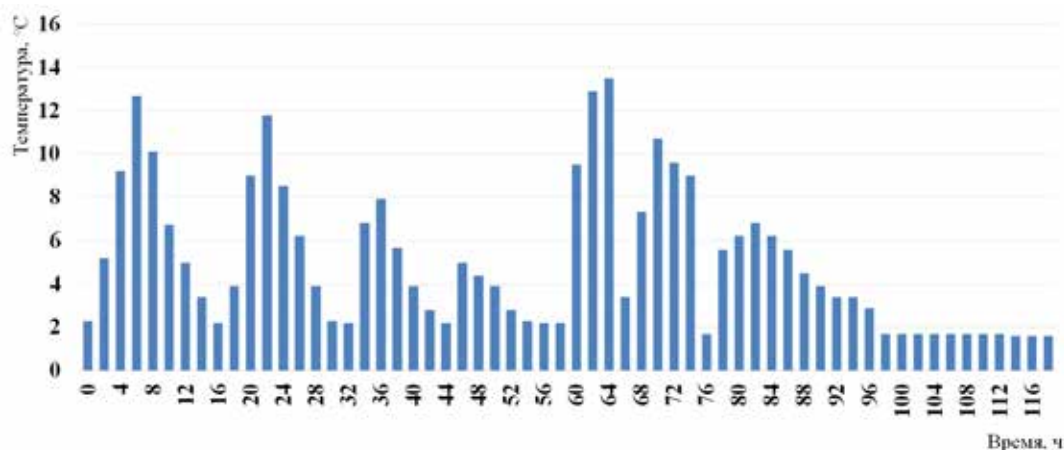


Рис. 17. Абсолютная разница между максимальными и минимальными показаниями датчиков температуры 1–14 на протяжении цикла полимеризации

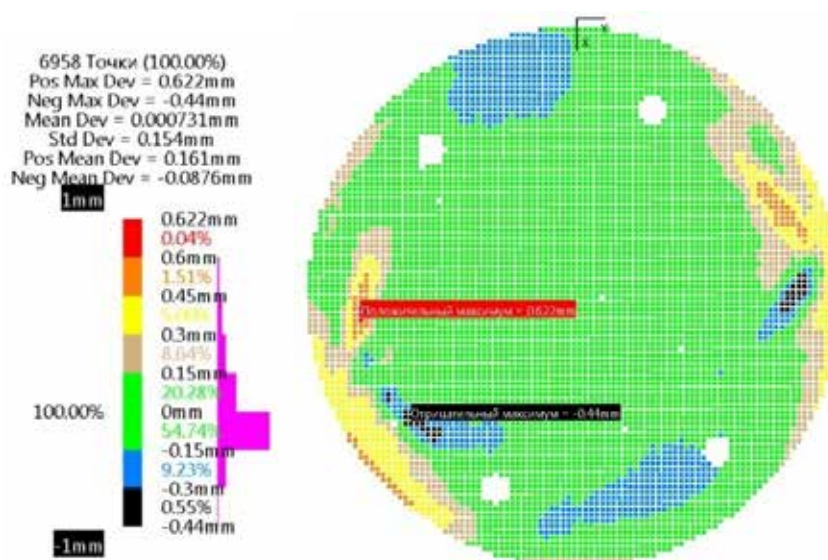


Рис. 18. Форма и значения фактических отклонений рефлектора от теоретической поверхности

4. Оптимизация режима изготовления рефлектора зеркальной антенны КА

Проведенные исследования показали, что неоднородное температурное поле на композитном рефлекторе при полимеризации возникает из-за тепловых свойств и конструктивных особенностей металлической оправки. Поэтому одним из решений проблемы повышения точности рефлекторов при изготовлении может быть использование углепластика для изготовления оправки. Это решение позволяет наиболее эффективно решить проблему технологических напряжений в изделии из углепластика за счет одинакового механизма возникновения и релаксации напряжений при воздействии теплового поля во время цикла полимеризации.

Функциональное назначение композитной формообразующей оправки (КФО) заключается в обеспечении заданной геометрии изделия с технологическим припуском. Также оправка должна иметь область для установки вакуумного мешка и других технологических вспомогательных элементов. Исходя из этого, конструкция оправки содержит формообразующую поверхность с припуском, которая переходит в плоскую часть (рис. 19). Жесткость конструкции придают отбортовка и ребро жесткости, установленное на прямой части вдоль линии, эквидистантной границе перехода параболической части в прямолинейную.

Все конструктивные элементы, перечисленные выше, изготавливаются из композитных материалов на основе углеродного волокна. Это могут быть как однонаправленные ленты, так и ткань.

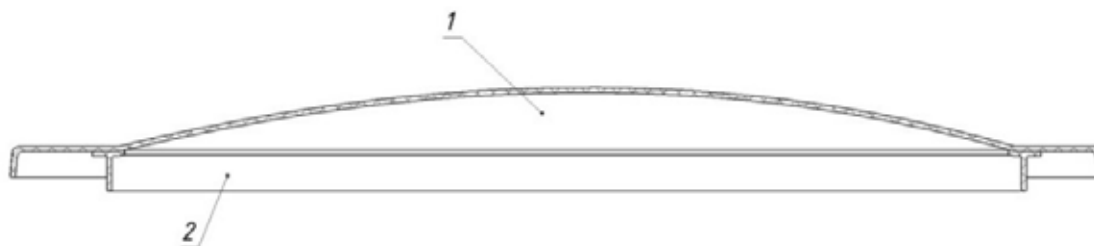


Рис. 19. Формообразующая часть оправки: 1 — формообразующая оболочка со вспомогательной поверхностью и отбортовкой, 2 — ребро жесткости

В качестве опорной структуры предлагается использовать набор ребер. Ребра собираются между собой через пазы. Каждое ребро имеет уникальную форму, определяемую зоной установки ребра. На рис. 20 показаны три типа ребра. В собранном виде ребра образуют ячеистую структуру с треугольной ячейкой (рис. 21).

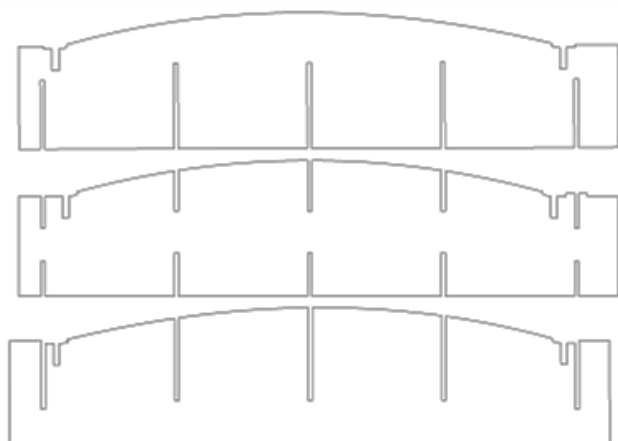


Рис. 20. Ребра композитной формообразующей оправки

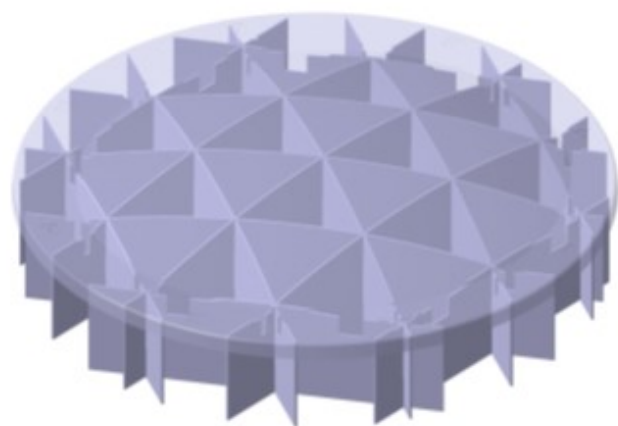


Рис. 21. Композитная формообразующая оправка

Для обеспечения жесткости и минимальных тепловых деформаций необходимо наличие опорной сетчатой структуры, поддерживающей формообразующую поверхность, но при этом нельзя жестко закреплять их между собой в связи с тепловыми деформациями. Такое соединение может быть обеспечено путем склеивания деталей силиконовым клеем.

Очевидно, что для того чтобы обеспечить доступ тепловых потоков к тыльной стороне оправки необходимо установить ее на некоторую рамную конструкцию. Трехмерная модель автоклава с КФО, установленной на технологические табуреты, показана на рис. 22.

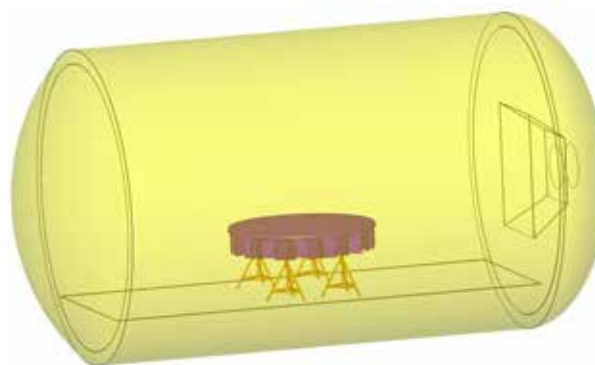


Рис. 22. Трехмерная модель автоклава с КФО

Граничные условия при решении задачи газовой динамики аналогичны модели с инваровой оправкой. Коэффициенты теплоотдачи по поверхности оправки показаны на рис. 23.

Конструкция предложенной оправки имеет толщину формообразующей поверхности в 2,5 раза тоньше, чем у металлической. При этом теплопроводности углеродного волокна и инвара примерно одинаковы. Поэтому цикл полимеризации рефлектора на новой оправке был подобран на основании цикла полимеризации связующего от производителя. Для того чтобы минимизировать возможный разброс температур вследствие неустановившегося потока на начальном этапе работы автоклава была добавлена одна ступень 4,5 часовой выдержки при температуре 90 °С (температура соответствует вязкотекучему состоянию

Wall Heat Transfer Coefficient
Contour 2

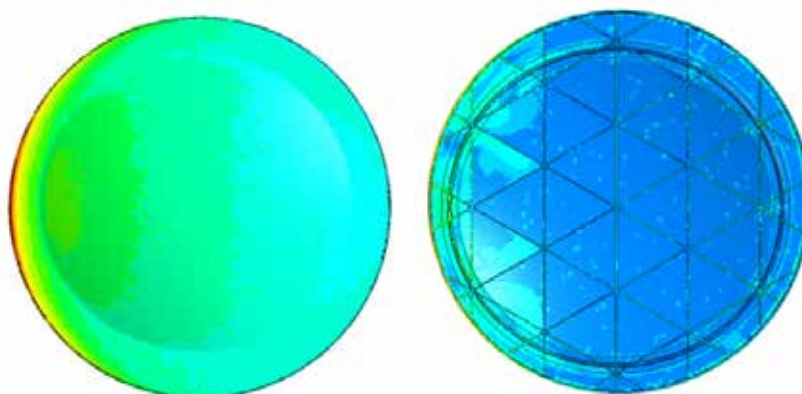
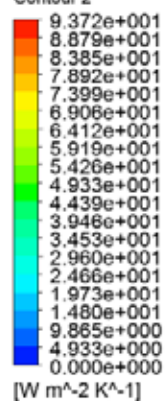


Рис. 23. Коэффициенты теплоотдачи на фронтальной и тыльной стороне углепластиковой оправки (слева направо)

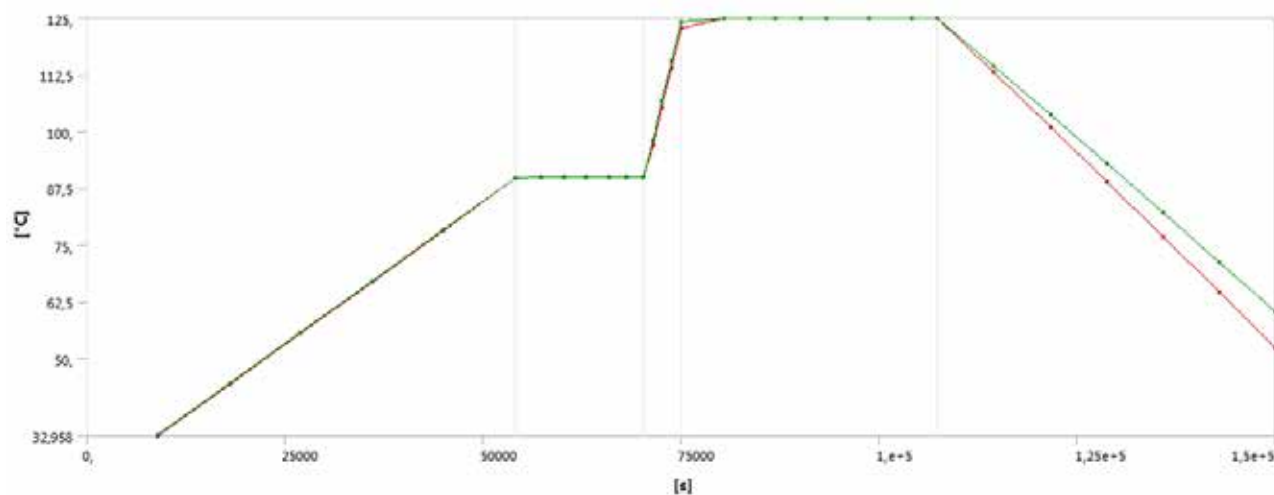


Рис. 24. Температурные кривые на протяжении цикла полимеризации (красная линия – максимальные значения, зеленая линия – минимальные значения)

Дверь автоклава

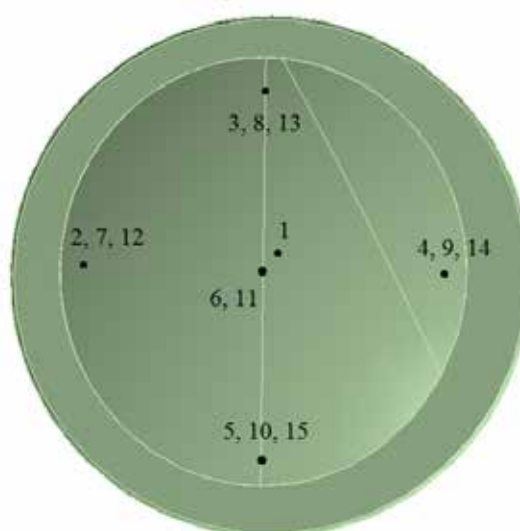


Рис. 25. Расположение температурных датчиков на оправке и рефлекторе

связующего). Результаты моделирования процесса полимеризации показаны на рис. 24. Разброс температур на оправке не превышает 1,5 °С.

Верификация результатов моделирования выполнена на основании эксперимента. Эксперимент проведен для оправки с имитатором рефлектора. Температурные датчики были расположены с тыльной и фронтальной стороны оправки и на тыльной обшивке рефлектора, согласно рис. 25. Датчики 1–5 расположены на тыльной стороне оправки, датчики 6–10 – на фронтальной стороне оправки и рефлектора, датчики 11–15 – на тыльной стороне рефлектора.

Показания температурных датчиков не отличались друг от друга более чем на 2 °С, что соответствует результатам конечно-элементного моделирования.

Заключение

В статье разработана конечно-элементная модель работы автоклава, методика моделирования нагрева рефлектора на формообразующей оправке и конечно-элементная модель деформирования рефлектора после снятия с оправки. Моделирование выполнено в одной программной среде. Разработана методика, позволяющая

прогнозировать форму и значения отклонений рефлектора до его изготовления, и, при необходимости, вносить конструкторско-технологические доработки. Выполнена успешная верификация результатов конечно-элементного моделирования полимеризации композитного рефлектора с помощью натурного эксперимента. Разница между среднеквадратичным отклонением профиля рефлектора, полученного экспериментально и с помощью конечно-элементного моделирования, составила 8,3 %. Создана углепластиковая оправка для формования композитного рефлектора зеркальной антенны, которая в 2 раза дешевле используемой в настоящий момент инваровой оправки и требует в 10 раз меньше времени на изготовление. Разработаны рекомендации по совершенствованию технологического процесса изготовления композитных контурных рефлекторов зеркальных антенн на углепластиковой формообразующей оправке. Определен оптимальный режим отверждения композитного рефлектора, при котором в момент перехода связующего из гелеобразного состояния в твердое градиент температур не превышает 1,5 °С. Разработанный режим полимеризации сокращен на 46 часов по сравнению с режимом полимеризации, реализуемом на инваровой оправке.

Список литературы

- [1] Weitsman Y. Optimal Cool-Down in Linear Viscoelasticity // *Journal of Applied Mechanics*, 1980, 47(1), pp. 35–39.
- [2] Hahn H. T., Pagano P. J. Curing stresses in composite laminates // *Journal of Composite Materials*, 1975, vol. 1, pp. 91–106.
- [3] Li C., Wisnom M. R., Stringer L. G. Simulation of process-induced residual stresses in thick filament wound tubes / Fourth Joint Canada-Japan Workshop on Composites, Vancouver, 2002.
- [4] Rabearison N., Jochum C., Grandidier J. C. A FEM coupling model for properties prediction during the curing of an epoxy matrix // *Computational Materials Science*, 2009, vol 45, pp. 715–724.
- [5] Gower M. R. L., Shaw R. M., Wright L., Urquhart J., Hughes J., Gnaniyah S. Determination of ply level residual stresses in a laminated carbon fibre-reinforced epoxy composite using constant, linear and quadratic variations of the incremental slitting method // *Composites: Part A*, 2016, no. 90, pp. 441–450.
- [6] Twarowski T. E., Lin S. E., Cell P. H. Curing in thick composite laminates experiment and simulation // *Journal of Composite Materials*, 1993, no. 27, pp. 215–250.
- [7] Bogetti T., Gillespie J. Two-dimensional cure simulation of thick thermosetting composites // *Journal of Composite Materials*, 1991, no. 25, pp. 239–273.
- [8] Hojjati M., Hoa S. Curing simulation of thick thermosetting composites // *Composites Manufacturing*, 1994, pp. 159–169.
- [9] Hudek M. Examination of heat transfer during autoclave processing of polymer composites / Master's thesis, Canada, 2001.
- [10] Monaghan P. F., Brogan M. T., Oosthuizen P. H. Heat transfer in an autoclave for processing thermoplastic composites // *Composites Manufacturing*, 1991, no. 2, pp. 233–242.
- [11] Loos A. C., Springer G. S. Curing of epoxy matrix composites // *Journal of Composite Materials*, 1983, no. 17, pp. 135–169.
- [12] Dumont F., Frohlingsdorf W., Weimer C. Virtual autoclave implementation for improved composite part quality and productivity // *CEAS Aeronautical Journal*, 2013, no. 4, pp. 277–289.
- [13] Weber T. A., Arent J.-C., Münch L., Duhovic M., Johannes M. A fast method for the generation of boundary conditions for thermal autoclave simulation // *Balvers Composites: Part A*, 2016, no. 88, pp. 216–225.
- [14] ANSYS Inc. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.ansys.com> (дата обращения: 21.05.2019)
- [15] Altair Engineering [Электронный ресурс]. URL: <https://www.altairhyperworks.com> (дата обращения: 21.05.2019)

RESEARCH AND OPTIMIZATION OF PRODUCTION CYCLE OF HIGH-PRECISION COMPOSITE SPACECRAFT ANTENNA REFLECTOR

N. A. Berdnikova¹, O. A. Belov¹, A. V. Lopatin^{2,3}

¹JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems,
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

²Reshetnev Siberian State University of Science and Technology, Krasnoyarsk, Russian Federation

³Institute of Computational Technologies of SB RAS,
Krasnoyarsk, Russian Federation

The article presents a finite element model of CFRP (carbon fiber reinforcement material) reflector polymerization in autoclave for prediction of its shape after removing from the tool. The simulation was performed in the FEM software environment. The technique has developed in this work provides an opportunity to predict a shape and values of the production deformation of the reflector prior to its manufacture, and, if necessary, to introduce design and technological modifications. Successful verification of the finite-element modeling results of the reflector polymerization was performed using a full-scale experiment. Tool from CFRP has been created to forming the composite antenna reflector. This tool is cheaper than the Invar tool currently used. Also, the CFRP tool requires less time to manufacture. Recommendations for improving the technological process of composite contour antenna reflectors production manufactured on CFRP-tool are developed in the paper. The optimum curing mode of the composite reflector is determined. The research results were used in the performance of experimental design work and in the manufacture of reflectors for the spacecraft.

Keywords: spacecraft antenna, carbon fiber reinforcement material, production stress, autoclave, tool, finite element method.

References

- [1] Weitsman Y. Optimal Cool-Down in Linear Viscoelasticity // Journal of Applied Mechanics, 1980, 47(1), pp. 35–39.
- [2] Hahn H. T, Pagano P. J. Curing stresses in composite laminates // Journal of Composite Materials, 1975, vol. 1, pp. 91–106.
- [3] Li C., Wisnom M. R., Stringer L. G. Simulation of process-induced residual stresses in thick filament wound tubes / Fourth Joint Canada-Japan Workshop on Composites, Vancouver, 2002.
- [4] Rabearison N., Jochum C., Grandidier J. C. A FEM coupling model for properties prediction during the curing of an epoxy matrix // Computational Materials Science, 2009, vol 45, pp. 715–724.
- [5] Gower M. R. L., Shaw R. M., Wright L., Urquhart J., Hughes J., Gnaniyah S. Determination of ply level residual stresses in a laminated carbon fibre-reinforced epoxy composite using constant, linear and quadratic variations of the incremental slitting method // Composites: Part A, 2016, no. 90, pp. 441–450.
- [6] Twarowski T. E., Lin S. E., Cell P. H. Curing in thick composite laminates experiment and simulation // Journal of Composite Materials, 1993, no. 27, pp. 215–250.
- [7] Bogetti T., Gillespie J. Two-dimensional cure simulation of thick thermosetting composites // Journal of Composite Materials, 1991, no. 25, pp. 239–273.
- [8] Hojjati M., Hoa S. Curing simulation of thick thermosetting composites // Composites Manufacturing, 1994, pp. 159–169.
- [9] Hudek M. Examination of heat transfer during autoclave processing of polymer composites / Master's thesis, Canada, 2001.
- [10] Monaghan P. F., Brogan M. T., Oosthuizen P. H. Heat transfer in an autoclave for processing thermoplastic composites // Composites Manufacturing, 1991, no. 2, pp. 233–242.
- [11] Loos A. C., Springer G. S. Curing of epoxy matrix composites // Journal of Composite Materials, 1983, no. 17, pp. 135–169.
- [12] Dumont F., Frohlingdorf W., Weimer C. Virtual autoclave implementation for improved composite part quality and productivity // CEAS Aeronautical Journal, 2013, no. 4, pp. 277–289.
- [13] Weber T. A., Arent J.-C., Münch L., Duhovic M., Johannes M. A fast method for the generation of boundary conditions for thermal autoclave simulation // Balvers Composites: Part A, 2016, no. 88, pp. 216–225.
- [14] ANSYS Inc. Available at: <https://www.ansys.com> (accessed: 21.05.2019)
- [15] Altair Engineering. Available at: <https://www.altairhyperworks.com> (accessed: 21.05.2019)

СОВРЕМЕННЫЕ АЛГОРИТМЫ АКТИВНОЙ МАГНИТНОЙ ОРИЕНТАЦИИ СПУТНИКОВ

М. Ю. Овчинников ✉, Д. С. Ролдугин

Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики
им. М. В. Келдыша РАН, г. Москва, Российская Федерация

В работе приводится обзор основных последних достижений в области алгоритмов активной магнитной ориентации спутников. Выделены три режима работы такой системы. В первую очередь рассматривается вспомогательная задача гашения угловой скорости спутника. Вторая часть посвящена краткому описанию работы магнитной системы совместно с другими управляющими устройствами или с использованием пассивных средств обеспечения ориентации. Управляющий момент, создаваемый магнитной системой, ограничен по направлению: нет возможности создать момент вдоль вектора магнитной индукции. Добавление других исполнительных элементов или использование свойств внешней среды может снять это ограничение, обеспечивая момент вдоль вектора индукции. Возникает, однако, ограничение на реализуемый режим движения. Выделены стабилизация в гравитационном поле с использованием штанги, спутник с тангажным маховиком, стабилизация собственным вращением. В этих случаях достигаются практически важные режимы движения – орбитальная ориентация и инерциальная одноосная стабилизация. Третья часть посвящена наиболее перспективной теме – чисто магнитной системе ориентации, обеспечивающей произвольно заданную трехосную ориентацию космического аппарата. Рассмотрены различные подходы к преодолению ограничения в реализации управляющего момента, с разделением на локальные и оптимизационные методы. В таком подходе возможна реализация любого режима движения аппарата, но точность и быстродействие системы ориентации оказываются невелики.

Ключевые слова: ориентация спутника, угловое движение, магнитная ориентация, магнитное управление, магнитная система ориентации, магнитная катушка.

Введение

Магнитные системы управления используются на спутниках с начала эры освоения космического пространства. Первым спутником с пассивной магнитной системой стал Transit 1B [1], запущенный 13 апреля 1960 года. Первая активная магнитная система использовалась на аппарате Tiros II [2], запущенном 23 ноября 1960 года. Реконструкция движения по данным измерений магнитного поля была впервые проведена для Спутника-3 [3], запущенного 15 мая 1958 года.

Пассивные системы приобрели особую популярность в первые десятилетия освоения космоса. Такие системы включают в себя постоянный магнит и демпфирующее устройство – гистерезисные стержни, сферический магнитный демпфер, нутационные демпферы с вязким трением. Постоянный магнит ориентируется примерно по вектору индукции магнитного поля. Демпферы

используются для рассеяния энергии. Такие системы просты и надежны, они не требуют бортовых вычислений и не расходуют энергию. Эти особенности были важны, когда возможности спутников и опыт их создания были невелики. Пассивные системы используются и сейчас, если не предъявляются высокие требования по точности и быстродействию системы ориентации.

Активные магнитные системы оказываются предпочтительными в большинстве случаев. Благодаря успехам в области микроэлектроники и общей миниатюризации, такие системы стали особенно востребованными на малых аппаратах, возможности которых возросли по схожим причинам. Активная магнитная система состоит из магнитных катушек (обычно трех), расположенных перпендикулярно друг другу. Катушка представляет собой множество витков провода, обычно на металлическом сердечнике. При протекании тока по катушке создается дипольный момент $\mathbf{m}$, который, взаимодействуя с внешним магнитным полем (определяемым в основном геомагнитным полем) с вектором индукции $\mathbf{b}$, приводит к управ-

✉ ovchinni@keldysh.ru

ляющему механическому моменту $\mathbf{M} = \mathbf{m} \times \mathbf{b}$. Вектор индукции $\mathbf{b}$ выражен в связанной со спутником системе координат.

Из векторного произведения видно, что управляющий момент не создается вдоль вектора геомагнитной индукции. Система может показаться неуправляемой. Однако направление, вдоль которого недоступен управляющий момент, меняется в пространстве при движении спутника по орбите. В результате все направления с течением времени оказываются доступны. Строго управляемость спутника с магнитной системой ориентации показана в [4; 5]. В этих работах используется предположение о периодическом изменении вектора геомагнитной индукции. Это предположение вполне оправданно, т. к. геомагнитное поле обычно моделируется полем диполя на этапах предварительных исследований и синтеза управления. Более популярна модель наклонного диполя, указывающего примерно в магнитные полюса Земли. Изменение вектора индукции определяется движением аппарата по орбите и вращением Земли. Поскольку второй фактор приводит к заметно более медленному изменению, чем первый, им зачастую пренебрегают, рассматривая диполь, антипараллельный оси вращения Земли. В этом случае вектор индукции изменяется периодически с течением времени (по мере движения аппарата по круговой орбите). Применимость других моделей в задачах ориентации спутников рассмотрена в [6; 7], квадрупольные и модели большего порядка рассмотрены в [8]. В [9] показана управляемость линейной системы кроме случаев двух соотношений между моментами инерции, в том числе, если спутник не осесимметричный. В [10] представлено доказательство управляемости и предложена стратегия управления для малых отклонений от требуемой ориентации.

Можно выделить три подхода к преодолению проблемы неуправляемости. Во-первых, можно использовать другие исполнительные устройства или пассивные подходы. Таким образом, можно либо восполнить недостающую компоненту управления, либо обеспечить некоторые особенные режимы движения, такие как гравитационная стабилизация или одноосная ориентация. Во-вторых, управление может строиться с помощью оптимизационных методов, естественным образом включающих различные ограничения. Наконец, возможна реализация лишь доступной части управляющего момента, изначально построенного без учета ограничения. Это проекция момента на плоскость, перпендикулярную вектору геомагнитной индукции.

В обзоре представлены алгоритмы, используемые для создания управляющего момента магнитными катушками. Пассивные магнитные системы ориентации и использование катушек для

разгрузки кинетического момента маховиков не рассматриваются. В центре внимания находятся ситуации, в которых активная магнитная система играет если не ключевую, то важную роль. Практические аспекты реализации магнитного управления рассмотрены кратко, в основном в разрезе их влияния на построение управления.

Обзор разделен на три основные части. Сначала рассматривается демпфирование угловой скорости. Эта задача во многом является вспомогательной в общей логике управления движением спутника. Вместе с тем, от успеха этого начального этапа в управлении угловым движением зависит успех всей миссии, и магнитные катушки являются популярным средством демпфирования избыточной скорости, т. к. не расходуют рабочее тело и не накапливают кинетический момент.

Вторая часть посвящена применению магнитной системы совместно с другими исполнительными элементами или с использованием пассивных подходов и свойств внешней среды. В первую очередь рассматривается спутник, стабилизированный вращением. Быстро вращающийся аппарат приобретает свойства гироскопа и сохраняет ориентацию оси вращения в инерциальном пространстве. Внешние возмущения приводят к медленному изменению направления вращения в инерциальном пространстве и возрастанию амплитуды нутационных колебаний. Магнитное управление используется для компенсации нутационных колебаний и ориентации оси вращения в требуемом направлении. Спутник с тангажным маховиком реализует похожий принцип. Ось вращения маховика, имеющего высокую скорость закрутки и/или массу и, как следствие, кинетический момент, ориентируется по нормали к плоскости орбиты. Магнитная система обеспечивает асимптотическую устойчивость такого движения и поворот в плоскости орбиты. Наконец, пассивная гравитационная ориентация может обеспечить важные условия устойчивости орбитальной ориентации аппарата. Описанные подходы, хорошо известные и проверенные на множестве аппаратов, рассматриваются кратко. Более полный обзор соответствующих алгоритмов приведен в [11].

В третьей части рассматривается чисто магнитное управление. Этот раздел можно считать наиболее важным и интересным. Если использование магнитных катушек для гашения угловой скорости и с применением других подходов используется давно, полностью магнитная система ориентации еще практически не опробована в летных испытаниях, а исследования в этой области далеки от завершенности. В первую очередь рассмотрено управление с обратной связью. Этот подход удобен для реализации на бортовом компьютере, но полностью подвержен проблеме ограничения управления. Управление строится с

помощью функции Ляпунова, после чего реализуется лишь его проекция на плоскость, перпендикулярную вектору геомагнитной индукции. Из-за этого приходится аккуратно подбирать параметры управления и рассматривать парирование внешних возмущений. Скользящее управление представляет удобный инструмент для учета ограничения. Построение скользящей поверхности возможно таким образом, чтобы реализовать угловое движение, полностью управляемое магнитной системой. Это соображение наиболее полно можно реализовать с помощью оптимизационных методов, имеющих естественные инструменты учета ограничений при оптимизации. Применение этих методов, однако, приводит к проблемам реализации алгоритма на бортовом компьютере.

Основное внимание в обзоре уделено работам последних двух десятилетий. Краткий обзор алгоритмов магнитного управления [12], подробные обзоры основных достижений в области ориентации спутников в первые тридцать лет освоения космического пространства [13; 14], обзор методов пассивной магнитной ориентации [15] и обобщающие результаты в области магнитного управления [16; 17] позволяют включить лишь наиболее важные и актуальные сегодня ранние результаты.

1. Гашение угловой скорости

Гашение угловой скорости необходимо для успеха большинства миссий. Использование магнитной системы в этом случае предпочтительно, т. к. маховики быстро накапливают избыточный кинетический момент, а двигатели ориентации расходуют значительное количество топлива. При этом требования по точности и быстродействию системы ориентации в переходном режиме зачастую мягкие, что позволяет применить магнитную систему.

Наиболее популярен алгоритм демпфирования $\dot{\mathbf{B}}$, впервые опубликованный в [18]. Управление строится из требования отрицательности производной кинетической энергии и имеет вид:

$$\mathbf{m} = k\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{b}, \quad (1)$$

где $\boldsymbol{\omega}$ – абсолютная угловая скорость спутника. Здесь и далее k – коэффициент усиления. Это управление преобразуется в алгоритм $\dot{\mathbf{B}}$ на основании связи производной вектора геомагнитной индукции $d\mathbf{b}/dt$ в связанной и $d\mathbf{B}/dt$ в инерциальной системах координат:

$$\frac{d\mathbf{b}}{dt} = \frac{d\mathbf{B}}{dt} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{b}.$$

Первое слагаемое в правой части отражает изменение вектора геомагнитной индукции с течением времени, причем поле меняется практически периодически с удвоенным орбитальным пери-

одом. Второе слагаемое обусловлено вращением спутника относительно центра масс. Поскольку гашение угловой скорости в большинстве ситуаций подразумевает быстрое вращение аппарата, второе слагаемое превалирует над первым. Отбрасывая собственное изменение вектора индукции, получаем:

$$\mathbf{m} = -k \frac{d\mathbf{b}}{dt} = -k\dot{\mathbf{b}} \quad (2)$$

Управление (2) простое и удобное на предварительном этапе успокоения аппарата. Не применяя сложных методов обработки датчиковой информации, управление обычно реализуется в виде:

$$\mathbf{m} = -k \frac{\mathbf{b}_{k+1} - \mathbf{b}_k}{t_{k+1} - t_k}.$$

Для этого достаточно иметь два последовательных измерения магнитометра.

Скорость, до которой управление (2) способно успокоить аппарат, обусловлена отброшенным членом, и чуть меньше удвоенной орбитальной [19]. Управление (1) лишено этого недостатка и обеспечивает экспоненциальное стремление скорости к нулю [20–23] с быстродействием, зависящим от наклона орбиты [24].

В управлении (1) можно использовать относительную угловую скорость движения спутника в орбитальной системе координат. Управление строится на основе функции Ляпунова, в качестве которой используется интеграл Якоби при движении под действием гравитационного момента [25]. В [26] вместо скалярного коэффициента усиления используется положительно-определенная матрица. Также можно использовать переменный коэффициент усиления для компенсации уменьшения величины скорости и поддержания величины управляющего момента. Во всяком случае, можно использовать две величины, изменяя коэффициент усиления при уменьшении скорости ниже определенного значения [27]. Для дальнейшего выигрыша в быстродействии можно использовать оптимальные законы, например, приведенный в [28]. Однако простота, надежность и быстродействие законов управления (1) и (2), а также обычно мягкие требования на время переходных процессов, делают такие подходы полезными лишь в редких случаях.

2. Использование магнитного управления совместно с другими исполнительными элементами и пассивными подходами

2.1. Стабилизация собственным вращением

Быстро вращающийся спутник приобретает свойства гироскопа. Осесимметричный аппарат в течение длительного времени сохраняет направ-

ление оси вращения в инерциальном пространстве, при этом действие внешних возмущений приводит к медленному изменению этого направления и возникновению нутационных колебаний. Поскольку стабилизация собственным вращением использует свойства большого кинетического момента, ориентация именно его, а не корпуса аппарата, обычно используется при построении управления [16].

Одна из наиболее популярных схем управления быстро вращающимся аппаратом была предложена в [29]. Управление разделено на три основных этапа: гашение нутационных колебаний, раскрутка спутника, переориентация оси вращения. Было предложено релейное управление и соответствующие функции переключения. В [30] рассматривается управление:

$$m_j = \begin{cases} m_0, & \mathbf{h} \cdot (\mathbf{e}_j \times \mathbf{b}) > 0 \\ -m_0, & \mathbf{h} \cdot (\mathbf{e}_j \times \mathbf{b}) < 0 \end{cases} \quad (3)$$

где m_j – дипольный момент вдоль j -й оси спутника с ортом $\mathbf{e}_j$, $\mathbf{h}$ – вектор кинетического момента аппарата. Если ось вращения третья, то выбор $j = 1$ или $j = 2$ отвечает управлению скоростью закрутки (3). При $j = 3$ реализуется гашение нутационных колебаний.

Три простых закона управления для описанных стадий предложены в [31; 32]. Для гашения нутационных колебаний применяется управление:

$$m_3 = -k \frac{d\mathbf{b}}{dt} \mathbf{e}_3,$$

соответствующее алгоритму $\dot{\mathbf{b}}$, реализованному одной катушкой. В результате не гасится скорость вдоль оси симметрии. Детально этот алгоритм исследован в [33]. Закрутка обеспечивается управлением:

$$\mathbf{m} = k(b_2, -b_1, 0).$$

Популярный алгоритм закрутки «Y-Thom(p)son» был предложен в [34]. Закрутка вокруг второй оси y задается управлением:

$$m_1 = k(\omega_2 - \omega_{2ref}) \text{sign}(b_3),$$

где ω_{2ref} – требуемая скорость вращения. Алгоритм переориентации оси симметрии:

$$m_3 = k\Delta\mathbf{h} \cdot (\mathbf{e}_3 \times \mathbf{b}),$$

где $\Delta\mathbf{h} = \mathbf{h}_{ref} - \mathbf{h}$ – разница между требуемым $\mathbf{h}_{ref}$ и текущим $\mathbf{h}$ вектором кинетического момента.

В [35] идея использования ошибки ориентации обобщена как:

$$\Delta_1 = \mathbf{H}_{ref} - \mathbf{h} - \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}, \Delta_2 = \mathbf{h}_{ref} - \mathbf{h} - \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}.$$

В первой невязке используется необходимое направление вектора кинетического момента в инерциальном пространстве $\mathbf{H}_{ref}$. С ее помощью

обеспечивается ориентация оси вращения. Вторая невязка использует кинетический момент в связанной системе и служит для достижения необходимой скорости закрутки.

Три простых закона управления предложены в [36]:

$$\mathbf{m} = \mathbf{b} \times [k_1(\omega_1, \omega_2, 0) + k_2(0, 0, h_3 - h_{3ref}) + k_3\Delta\mathbf{h}].$$

Алгоритмы гашения нутационных колебаний, закрутки и переориентации оси вращения представлены соответствующими слагаемыми.

В [37] был предложен популярный алгоритм управления углами ψ , ϕ (углы ψ , ϕ , θ задают последовательность поворотов 1-2-3):

$$m_2 = k_1 b_1 \dot{\phi} - k_2 \dot{b}_2, \quad (4)$$

и показана асимптотическая устойчивость требуемой ориентации в зависимости от коэффициентов усиления. Таким образом, разработана конструктивная методика подбора коэффициентов, расширенная с помощью теории Флоке и численного моделирования с учетом многих возмущающих факторов. Более общее управление для вращения вокруг третьей оси предложено в [38]:

$$m_3 = k_1 f [b_1(a_{23} - k_2 \omega_2) - b_2(a_{13} - k_2 \omega_1)] \quad (5)$$

Функция f должна удовлетворять условиям $xf(x) > 0$ и $f(0) = 0$. Она задает обобщение управления с обратной связью и в большинстве случаев $f(x) = x$ дает удовлетворительный результат. В [39] строится кусочно-постоянное управление, основанное на простых ошибках по углам ориентации и скоростям.

2.2. Спутник с двойным вращением

Установка на аппарате маховика с постоянной скоростью вращения также приводит к возникновению большого кинетического момента. Однако из-за того, что корпус аппарата не вращается, возможна также пассивная гравитационная стабилизация. Ось установки маховика ориентируется по нормали к плоскости орбиты. Магнитное управление обеспечивает асимптотическую устойчивость такого движения (конечные выражения, характеризующие быстродействие, приведены в [40]) и разворот относительно оси вращения маховика.

В [18] предложено линеаризованное управление (4):

$$m_2 = k_1 b_1 \dot{\phi} - k_2 (b_3 \dot{\phi} - b_1 \dot{\psi}) \quad (6)$$

В [41] показания магнитометра в (3) заменены на данные инфракрасного датчика вертикали. Простое управление поворотом в плоскости орбиты предложено в [40]:

$$\mathbf{M} = \left(0, k \sin(\alpha_{ref} - \alpha), -k \sin(\alpha_{ref} - \alpha) \frac{b_2}{b_3} \right),$$

при этом маховик установлен вдоль второй связанной оси.

В [42] управление (6) преобразовано к виду:

$$\mathbf{m} = -k_1(\mathbf{b} - \mathbf{B}) - k_2(\dot{\mathbf{b}} - \dot{\mathbf{B}}), \quad (7)$$

до этого предложенному для гравитационно ориентируемого аппарата [43]. Это управление, как и линейно-квадратичный регулятор [44], было успешно проверено на аппарате Gurwin. В последней работе возмущающие моменты аппроксимировались простыми периодическими выражениями с орбитальной и удвоенной орбитальной частотами, для геомагнитного поля использовалась модель упрощенного прямого диполя. Результаты построения управления, заметно упрощенного в постановке линеаризованных уравнений с периодическими коэффициентами, оказались применимыми для более полной модели движения аппарата.

В [45] приведено сравнение предложенных ранее законов управления и рассмотрено их обобщение в виде:

$$m_2 = k_1 h_{wheel} (b_1 \varphi + k_2 b_3 \psi) - k_3 (b_3 \dot{\varphi} - k_4 b_1 \dot{\psi}) - k_5 (b_3 \varphi - k_6 b_1 \psi),$$

где необходим подбор шести коэффициентов усиления. При этом $k_2 = k_5 = 0$, $k_4 = 1$ дает управление (6). Параметры $k_5 = 0$, $k_2 = k_4 = 1$ задают управление, аналогичное (5). В [46] рассмотрено гашение нутационных колебаний в случае эллиптической орбиты. В [47] добавлена интегральная часть в управление с обратной связью.

Спутники с двойным вращением и стабилизируемые вращением имеют высокий кинетический момент. Его изменение с помощью магнитной системы ориентации неизбежно медленно. Однако для аппарата с двойным вращением сохраняется возможность быстрого разворота вокруг оси установки маховика. Поэтому в этой области при построении управления применяются оптимизационные методы, в частности, H_2 -управление [48] и H_∞ -управление [49; 50]. При этом уравнения движения линеаризуются и сводятся к уравнениям с периодическими коэффициентами, как и при построении линейно-квадратичного регулятора.

Скользящее управление было рассмотрено в [51] для аппарата на полярной орбите. В результате движение вне плоскости орбиты отделяется, и скользкая поверхность для соответствующих уравнений движения имеет вид:

$$s = k_1 \varphi + k_2 \psi + k_3 \dot{\varphi} + k_4 \dot{\psi}.$$

Коэффициенты усиления k_i меняются со временем из-за их зависимости от вектора геомагнитной индукции. Управление релейное:

$$m_2 = \begin{cases} m_0, & s(t) > \varepsilon \\ 0, & -\varepsilon \leq s(t) \leq \varepsilon \\ -m_0, & s(t) < -\varepsilon \end{cases}$$

Здесь ε – толщина пограничного слоя около скользкой поверхности, фактически, ошибка ориентации, при которой включается управление.

2.3. Пассивная гравитационная стабилизация

Пассивная гравитационная стабилизация – один из надежных и простых подходов [13]. Однако малые аппараты в силу небольших размеров и массы позволяют создавать лишь слабый управляющий гравитационный момент. Установка штанги представляет проблему из-за обычно плотной компоновки аппарата и ее высокой стоимости. В результате магнитная система используется чтобы «усилить» гравитационный момент, особенно для вращения вокруг местной вертикали, и для обеспечения асимптотической устойчивости с помощью демпфирования угловой скорости (1) [52].

В [43] предложено управление (7), построенное на основе (4). Заменяв вектор геомагнитной индукции и его производную на углы ориентации и их производные, можно добиться управления вращением вокруг местной вертикали. Управление (7) простое и может использовать необработанные показания магнитометра в переходном режиме для достижения требуемой ориентации с невысокой точностью [53]. После этого управление передается более точному алгоритму

$$\mathbf{M}_{ref} = -(k_q \mathbf{q} + k_\omega \boldsymbol{\omega}). \quad (8)$$

В [54] проведен анализ устойчивости аппарата под действием управления (8) и гравитационного момента. Показана устойчивость при небольшой угловой скорости. В противном случае применяется лишь демпфирующая часть в (8).

2.4. Другие подходы

Наиболее удобные управляющие элементы, с точки зрения распределения момента, это реактивные двигатели и маховики. Однако даже в случае двигателей не всегда есть возможность простого решения проблемы ограничения управляющего момента. Создать момент вдоль вектора геомагнитной индукции может быть невозможно из-за ограничений на число двигателей, параметры их установки и технические параметры (время запуска, дискретность и т. д.). Проблема распределения момента в этом случае оказывается близка к проблеме оптимизации с учетом ограничений [55].

В случае использования одного реактивного маховика управляющий момент можно представить в виде [56]:

$$\mathbf{M} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & -b_2 \\ -b_3 & 1 & -b_1 \\ b_2 & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} m_1 \\ \dot{h}_{wheel} \\ m_3 \end{pmatrix}.$$

Здесь усматривается кососимметрическая матрица векторного произведения, отвечающая управляющему моменту, создаваемому двумя катушками. Добавление маховика, отраженное появлением диагонального элемента в матрице, позволяет полностью реализовать любой требуемый управляющий момент. В [57] приведена схема распределения моментов для разного числа маховиков. В [58] рассмотрена схема, при которой маховик используется в качестве тангажного, но присутствует возможность управления скоростью его вращения.

Возможна реализация одноосной ориентации аппарата без обязательного требования высокой скорости закрутки. Так, в [59] предложено управление:

$$\mathbf{m} = \mathbf{K} (\mathbf{e}_3 \times \mathbf{b}),$$

реализуемое двумя катушками, так что $\mathbf{K} = \text{diag}(k, k, 0)$. В [60] требуемое управление, которое затем реализуется в виде проекции, имеет вид:

$$\mathbf{M}_{ref} = k_1 \delta \mathbf{e}_3 + k_2 \mathbf{e}_1 \times \mathbf{s}_{max}.$$

Здесь δ – нормализованная разница токосъема двух противоположных солнечных панелей, задача первого слагаемого – уменьшение этой разницы. Вектор $\mathbf{s}_{max}$ задает нормаль к панели с максимальным токосъемом, задача второго слагаемого – максимизация токосъема за счет разворота орта $\mathbf{e}_1$ связанной системы на Солнце. В [61; 62] предложено управление:

$$\mathbf{m} = k \cdot \cos \alpha (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{s}).$$

Здесь используются показания солнечного датчика $\mathbf{s}$ и угол α между направлением на Солнце и вектором геомагнитной индукции. Этот угол вычисляется на основе моделей, заложенных в бортовом компьютере. В результате вектор кинетического момента аппарата ориентируется на Солнце, и ось максимального момента инерции ориентируется по радиус-вектору. При правильной конфигурации аппарата возможна ориентация панелей на Солнце по показаниям только солнечного датчика.

В [63] для ориентации на Солнце используется управление:

$$m_1 = -2\xi\omega_1 + \xi^2 s_3,$$

$$m_2 = -2\xi(1 + \lambda\mu)\omega_3 / \lambda,$$

$$m_3 = -(2\xi\omega_3 + \xi^2 s_1) / \lambda,$$

где $\lambda = A / C$; $\mu = (B - C) / A$; A, B, C – моменты инерции; ξ – параметр алгоритма.

Использование аэродинамического момента близко к вопросу пассивной гравитационной стабилизации. Задача системы управления – обеспечить асимптотическую устойчивость ориентации по набегавшему потоку и поворот вокруг этого направления. Так, в [64] предложена модификация (7):

$$\mathbf{m} = k_1 [\mathbf{b}_{ref} + k_2 (\dot{\mathbf{b}}_{ref} - \dot{\mathbf{b}})].$$

Это управление должно обеспечить одноосную ориентацию (совпадение векторов индукции, заданных в связанной и орбитальной системах координат). Поскольку аэродинамический момент обеспечивает ориентацию еще одной оси, то в результате реализуется трехосная ориентация.

Среди других экзотических подходов, используемых совместно с магнитной системой ориентации, можно выделить силу Лоренца [65], солнечное давление [66], кольца с проводящей жидкостью [67].

3. Трехосная магнитная система ориентации

Благодаря ограничению на направление управляющего момента, но при этом наличию управляемости «в среднем», магнитная трехосная ориентация представляет большой интерес для исследователей. Простота и надежность такой системы делает ее не менее привлекательной с практической точки зрения.

3.1. Простое локальное управление Управление с обратной связью

Наиболее прямолинейный подход – использование обычного управления с обратной связью (8). Этот подход был реализован в [68; 69], в результате дипольный момент, задающий проекцию требуемого момента на плоскость, перпендикулярную вектору геомагнитной индукции, имеет вид:

$$\mathbf{m} = -k_\omega \mathbf{B} \times \boldsymbol{\omega} - k_q \mathbf{B} \times \mathbf{q} = -k_\omega \mathbf{B} \times \boldsymbol{\omega} - k'_a \mathbf{B} \times \mathbf{S}, \quad (9)$$

где $\mathbf{S} = (a_{23} - a_{32}, a_{31} - a_{13}, a_{12} - a_{21})$ задает эквивалентную кватерниону формулировку закона управления через элементы матрицы направляющих косинусов a_{ij} . Исходное управление строится на основе функции Ляпунова. Реальное управление (9), реализуемое магнитной системой, не обладает теми же свойствами глобальной асимптотической устойчивости. Необходим аккуратный подбор коэффициентов усиления и общее ограничение величины управляющего момента [70]. Поскольку управление поворачивает спутник лишь примерно в нужном направлении, происходит медленное, итерационное приближение его к требуемой ориентации. Большая величина управляющего момента на такте управления может привести к ошибке ориентации, большей, чем была до его отработки. При этом демпфирующая часть в (9) – управление (1), которое обеспечивает асимптотическое стремление скорости к нулю. Поэтому ограничение на величину этой части управления мягче.

Выбор коэффициентов усиления в (9) – центральный момент в исследовании этого управления. Простая схема, основанная на аналитических

результатах и теории Флоке, предложена в [71] для аппарата, стабилизируемого в инерциальной системе координат, и в [72] для стабилизации в орбитальных осях. Управление особенно чувствительно к точности знания тензора инерции [73], и даже небольшая ошибка может привести к его неработоспособности, тогда как другие источники возмущений имеют в основном количественный характер. Однако при наличии ограничений на величины моментов инерции подбор коэффициентов усиления возможен [74]. В [75] подбор коэффициентов проводится на основе минимизации времени стабилизации. Принято во внимание ограничение на дипольный момент катушек, так как оптимизационный подход неизбежно приводит к завышенному значению дипольного момента. Более того, так как скорость стабилизации зависит от начальных условий, строится минимаксная задача с целью поиска коэффициентов, работоспособных в худших ситуациях. В [26] вместо скалярных коэффициентов используются матрицы.

В [42] приведены результаты безуспешной работы алгоритма (9) на борту спутника Gurwin. На аппарате TANGO миссии PRISMA управление (9) с подбором коэффициентов усиления с помощью линейно-квадратичного регулятора успешно решило поставленные задачи с точностью ориентации около 10–20° [76; 77].

Модификация (9), не требующая знания угловой скорости, предложена в [68]:

$$\dot{\delta} = \alpha([q_0, \mathbf{q}] - \varepsilon\lambda\delta),$$

$$\mathbf{u} = -\varepsilon^2(k_1\mathbf{q} + k_2\alpha\lambda\mathbf{W}(q_0, \mathbf{q})([q_0, \mathbf{q}] - \varepsilon\lambda\delta)).$$

Здесь угловая скорость заменена новой переменной δ , вводятся два дополнительных параметра управления α и λ , $\mathbf{W}$ – матрица кинематических уравнений.

В [78] рассмотрена реализация управления (9) на бортовом компьютере. Управление кусочно-постоянное. При этом вместо простой дискретизации исходного управления проводится дискретизация на заранее заданном интервале управления для нескольких шагов управления. Предложенная схема выбора параметров управления требует коротких промежутков измерения и расчета управления. Аналогичные результаты для интервалов измерений, сравнимых с интервалами управления, приведены в [79]. Задержка в выдаче управляющего воздействия рассмотрена в [80].

Основные результаты по подбору коэффициентов усиления верны для аппаратов с соизмеримыми моментами инерции. Управление (9), реализуемое в виде проекции ляпуновского управления, имеет низкое быстродействие для аппарата с моментами инерции, отличающимися в несколько раз [81]. Рассмотрим проекцию на плоскости, перпендикулярную вектору индукции, как мини-

мизацию евклидовой нормы разницы между требуемым и доступным управлением,

$$J = \|\mathbf{M}_{ref} - \mathbf{M}\|^2 \rightarrow \min$$

Чтобы учесть значительную разницу в моментах инерции, в [81] предложена норма с весовой матрицей:

$$J = (\mathbf{M}_{ref} - \mathbf{M})^T \mathbf{Q} (\mathbf{M}_{ref} - \mathbf{M}) \rightarrow \min$$

и при оптимизации принимается во внимание ограничение на направление управляющего момента $\mathbf{M} \cdot \mathbf{b} = 0$. Управляющий момент имеет вид:

$$\mathbf{M} = \mathbf{M}_{ref} - \mathbf{Q}^{-1} \mathbf{b} (\mathbf{b}^T \mathbf{Q}^{-1} \mathbf{b})^{-1} \mathbf{b}^T \mathbf{M}^T.$$

Подбор веса для оси малого момента инерции значительно увеличивает точность ориентации этой оси ценой некоторого снижения точности стабилизации двух других осей.

В [82; 83] для расчета реализуемого момента используется типичный подход – небольшая добавка к обрабатываемой матрице векторного произведения, в результате ее ранг повышается до трех:

$$\mathbf{m} = (\mathbf{B}_x^T \mathbf{B}_x + k\mathbf{E})^{-1} \mathbf{B}_x^T \mathbf{M}_{ref}.$$

Здесь $\mathbf{B}_x$ – кососимметрическая матрица векторного произведения.

Управление (8) можно обобщить на любую функцию ошибки ориентации и ее производную вместо использования кватерниона и угловой скорости. В линейном приближении можно использовать углы ориентации и их производные. В [84] предложено управление:

$$\mathbf{M}_{ref} = -(k_q \mathbf{e} + k_\omega \dot{\mathbf{e}}),$$

$$\mathbf{e} = \mathbf{e}_{mag} - \mathbf{b},$$

где $\mathbf{e}_{mag}$ – направление в связанных осях, которое следует совместить с вектором геомагнитной индукции.

При построении управления зачастую предполагается, что спутник сферически симметричный. За счет этого из уравнений движения исключается слагаемое $\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}$ и динамические уравнения принимают вид $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{u}$, где $\mathbf{u}$ – ограниченное по направлению управление. В результате появляется возможность подключить дополнительные инструменты теории управления. Такой подход был использован в [85; 86] для построения обратной связи без данных об угловой скорости, в [87; 88] для построения интуитивно понятного управления при стабилизации по местной вертикали и по вектору геомагнитной индукции и в [89] для построения управления на основе двух простых поворотов относительно вектора индукции.

Скользящее управление

Скользящее управление для аппарата с магнитной системой ориентации было предложено в [90]. Показана асимптотическая устойчивость

требуемой ориентации для сферически симметричного аппарата. При построении скользящей поверхности используется только угловая скорость, что применимо только к симметричному аппарату. В [91] используется классическая поверхность:

$$\mathbf{s} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{K}\mathbf{q}. \quad (10)$$

Управляющий момент должен быть параллелен вектору поверхности, и магнитная система реализует его проекцию. Коэффициент $\mathbf{K}$ – положительно определенная матрица. Однако в приведенной работе, как и в большинстве аналогичных работ, используется фактически скалярный коэффициент в виде $\mathbf{K} = k\mathbf{E}$. В [92] используется скользящая поверхность без «весовой» матрицы для компонент угловой скорости. В [93; 94] предложена поверхность с добавкой интегрального слагаемого в (10):

$$\mathbf{s} = \boldsymbol{\omega} + \mathbf{K}_1\mathbf{q} + \mathbf{K}_2 \int_{t_0}^t \mathbf{q} d\tau + \mathbf{J}^{-1} \int_{t_0}^t \left[\frac{\mathbf{b}\mathbf{b}^T}{b^2} \mathbf{u} \right] d\tau.$$

Первый дополнительный член представляет собой среднюю ошибку ориентации, второй показывает близость требуемого управляющего момента к плоскости, перпендикулярной вектору геомагнитной индукции. Реализуется идея построения такой скользящей поверхности (и, соответственно, траектории углового движения аппарата), которая может быть реализована магнитной системой ориентации. Более того, предпринята попытка неявного учета возмущений, действующих на аппарат в требуемой ориентации. Если построение пути для переходного процесса возможно, средств прямого парирования возмущающего момента, направленного вдоль вектора индукции, нет. Однако наличие интегрального члена, зависящего от точности ориентации, позволяет опосредованно учесть возмущающие факторы. В [94] проведено моделирование работы такого управления и показано успешное парирование различных возмущений. В [95] строится скользящая поверхность, полностью доступная к реализации магнитной системой. Для этого используется зависящая от времени матрица $\mathbf{K}$ и итерационный подход к ее построению.

Нелинейная скользящая поверхность была предложена в [96] в виде:

$$\mathbf{s} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{K}_1 |q_0 \mathbf{q}|^\alpha \operatorname{sign}(q_0 \mathbf{q}) + \mathbf{K}_2 (q_0 \mathbf{q})$$

с диагональными матрицами и параметром $\alpha \in (0, 1)$. Магнитное управление, однако, строится с помощью проекции. Тем не менее, это управление успешно справляется с возмущениями, в том числе с неточностью знания тензора инерции. В [97] для расчета наилучшего управляющего момента, реализуемого магнитной системой, используется метод наименьших квадратов, дающий лучший результат, чем простая проекция.

3.2. Оптимизационные методы

Оптимизационные методы являются мощным инструментом при построении магнитного управления. Это связано с механизмом учета ограничений, позволяющим естественным образом включить в процесс расчет управления ограничение на направление управляющего момента.

Один из наиболее популярных и простых методов оптимального управления – линейно-квадратичный регулятор (ЛКР). Ориентация спутника зачастую рассматривается в малой окрестности требуемого движения, так что линеаризация уравнений вполне естественна. Более того, так как вектор геомагнитной индукции меняется практически периодически, возникает линейная система с периодическими коэффициентами с хорошо разработанным аппаратом теории управления. ЛКР был использован в [98] для линеаризованных уравнений:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}(t)\mathbf{m} + \mathbf{B}_d\mathbf{w}$$

с периодической (в модели прямого диполя) матрицей $\mathbf{B}$ и постоянной матрицей возмущений $\mathbf{B}_d$. Функционал имеет вид:

$$J = \frac{1}{2} \int_0^T (\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{m}^T \mathbf{R} \mathbf{m}) dt + \frac{1}{2} \mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{x}$$

с весовыми матрицами $\mathbf{Q}$, $\mathbf{R}$, $\mathbf{P}$, задающими влияние ошибки ориентации в ходе движения на одном периоде изменения магнитного поля, величины управления и конечной ошибки ориентации. Несмотря на то, что ЛКР разрабатывается для линейных уравнений движения, моделирование показало его работоспособность при ошибке ориентации около 30°. В [99] внешние возмущения аппроксимируются периодическими функциями. В [100] предложен алгоритм решения периодического уравнения Риккати в случае использования магнитной системы ориентации. В [101] применение ЛКР расширено на нелинейную систему с помощью уравнения Риккати, зависящего от вектора состояния системы (SDRE).

В [102] строятся ошибки ориентации для двух заданных направлений и используется ошибка в угловой скорости, предложенная в [103] и аналогичная алгоритму $\mathbf{B}\dot{\mathbf{d}}$. Управление строится на основе усредненной за несколько витков ошибки. Таким образом, используется вращение вектора геомагнитной индукции, обеспечивающее управляемость «в среднем». При оптимизации ошибки используются генетические алгоритмы.

H_2 -управление было предложено в [104], в [105] H_∞ -управление применяется для подбора коэффициентов в управлении (9) для линеаризованных уравнений движения. Мера эффективности управления задается выражением:

$$\mathbf{z} = (\mathbf{E}, \mathbf{0}_{3 \times 3}, \sigma \mathbf{K}) \mathbf{x}.$$

Здесь $\mathbf{x}$ – вектор состояния, включающий три компоненты угловой скорости и векторную часть кватерниона. Управление имеет вид обратной связи $\mathbf{u} = \mathbf{K}\mathbf{x}$, коэффициент σ играет роль штрафа за величину управляющего момента. Указанная мера может использоваться для построения линейно-квадратичного функционала $J = \mathbf{z}^T \mathbf{z}$. Однако для парирования возмущений используется норма H_∞ и функционал имеет вид:

$$J(\mathbf{K}) = \sup_{\mathbf{T}_{dist} \in L_2} \frac{\|\mathbf{z}\|_2}{\|\mathbf{T}_{dist}\|_2}.$$

За счет такого функционала появляется возможность оптимизации эффективности парирования возмущающих моментов $\mathbf{T}_{dist}$. H_∞ -управление также используется в [106] для дискретной системы, включающей модели измерений и возмущений.

В работе [107] используется классический функционал – время совершения маневра с дополнительным штрафом на конечную точность ориентации и скорость:

$$J = \int_0^T dt + k_1 \mathbf{q}^2 + k_2 \boldsymbol{\omega}^2.$$

Время маневра T подлежит определению. Поэтому вводятся дополнительные переменные, отражающие масштабирование уравнений движения со временем, и уравнения рассматриваются на фиксированном интервале. Построенная угловая траектория отслеживается с помощью управления с предсказанием динамики (model predictive control, MPC).

3.3. Model predictive control

MPC является важным подходом к построению магнитного управления, предложенным в явном виде в [12]. Как и в случае скользящего управления, есть инструмент учета вращения вектора геомагнитной индукции для реализации управляющего момента в нужном направлении. MPC использует модель динамики для предсказания движения аппарата. Сравнивая предсказание с требуемым движением, можно построить функционал, отражающий ошибку ориентации. Его минимизация приводит к требуемой стабилизации аппарата. В [108] линеаризованные уравнения движения (это требование метода) преобразуются к дискретной форме, отражающей шаги реализации управляющего момента:

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{A}\mathbf{x}(k) + \mathbf{B}\mathbf{u}(k).$$

На $k + N$ шаге:

$$\begin{aligned} \mathbf{x}(k+N) &= \mathbf{A}^N \mathbf{x}(k) + \\ &+ \mathbf{A}^{N-1} \cdot \mathbf{A}^{N-1} \mathbf{B} \cdot \mathbf{A}^{N-2} \mathbf{B}^2 \dots \\ &\dots [\mathbf{u}(k), \mathbf{u}(k+1), \mathbf{u}(k+2), \dots, \mathbf{u}(k+N-1)]. \end{aligned}$$

Последовательность управляющих воздействий определяет движение аппарата. Эта последовательность строится при минимизации классического функционала:

$$J = \sum_{j=1}^N \mathbf{x}(k+j) \mathbf{Q} \mathbf{x}(k+j) + \mathbf{u}(k+j-1) \mathbf{R} \mathbf{u}(k+j-1)$$

с весами $\mathbf{Q}$ и $\mathbf{R}$ для ошибки ориентации и величины управления. Отличие от ЛКР заключается в горизонте предсказания. Движение сравнивается с требуемым на заданном интервале, вместо всего времени движения или периода коэффициентов линейных уравнений. Более того, на каждой итерации происходит пересчет управления. Такой подход предоставляет большую свободу в построении управления. Например, можно потребовать постоянного управления на определенном числе шагов, с последующим пересчетом на новое значение, снова постоянное на том же числе шагов, что отражает работу реальной системы управления. Можно упростить расчет правых частей уравнений движения, считая вектор геомагнитной индукции и возмущающие воздействия постоянными в течение нескольких итераций. Так, в [12; 49] используется метод наименьших квадратов для аппроксимации геомагнитного поля постоянной и периодическими частями с орбитальной и удвоенной орбитальной частотами. При этом, выбирая небольшой горизонт предсказания, можно ограничиться постоянными величинами в модели поля и возмущениях [109]. В [110] строится задача квадратичного программирования для обобщенного вектора параметров, включающего вектор состояния и управляющий момент.

Нелинейный MPC с непрерывным функционалом используется в [111] для оптимизация демпфирования угловой скорости. Функционал:

$$J(t) = \int_t^{t+T} f(\mathbf{x}(s), \mathbf{u}(s)) ds + E_{kin}[\mathbf{x}(t+T)]$$

рассматривается на горизонте предсказания T . Квадратичная функция f используется совместно с кинетической энергией после окончания процесса демпфирования. Показано, что последнее ограничение приводит к значительному возрастанию числа итераций для поиска управления. Введение условия остановки:

$$\begin{aligned} J(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) &\leq \\ &\leq J(\mathbf{x}(t-\delta t), \mathbf{u}(t-\delta t), t-\delta t) - \gamma \mathbf{x}^2(t) \end{aligned}$$

сокращает время расчета. Скорость изменения функционала на интервале δt и величина скорости в начале итерации в момент t показывают, при каком изменении функционала можно считать, что процесс сошелся. Изменение параметра γ позволяет задать требуемую «скорость» изменения функционала. Предложенный подход показал выигрыш в быстродействии по сравнению с неограниченным MPC для начальных скоростей бо-

лее $5^\circ/\text{с}$. В [112] предложен функционал, использующий свойства управления (1):

$$J = \int_t^{t+T} [kg^2 + m^T R m] ds + E_{kin} [\mathbf{x}(t+T)],$$

где $\mathbf{g} = 2m_0 / \pi \cdot \arctan[\mathbf{K}(\mathbf{b} \times \boldsymbol{\omega})]$. Если обычный квадратичный функционал использует величину угловой скорости напрямую, здесь используется отклонение от траектории, задаваемой управлением (1). Эта траектория рассматривается как первое приближение.

го управления ориентацией спутников. Гашение угловой скорости и использование магнитной системы совместно с другими исполнительными элементами и пассивными подходами применяются с начала освоения космического пространства. В этой области существуют хорошо зарекомендовавшие себя алгоритмы управления. Высокие теоретические показатели и успешное использование на множестве спутников препятствуют развитию новых идей в этой области.

Полностью магнитная трехосная ориентация, напротив, была предложена лишь недавно. Отсутствие истории использования и проблема ограничения на направление управляющего момента делают эту область исследований притягательной для специалистов в теории управления и исследования динамических систем. Вместе с тем, получаемые результаты имеют высокую практическую значимость, так как позволяют сократить элементный состав системы ориентации, значительно уменьшая ее стоимость, массу, энергопотребление и выигрывая в надежности. Управление с обратной связью в силу его простоты и большого объема завершенных исследований является хорошим кандидатом на летную отработку. Скользящее управление и оптимизационные методы имеют большой потенциал в решении проблем, связанных с магнитным управлением. Уровень проработки в этой области еще не позволяет рекомендовать такое управление к использованию на космических аппаратах.

3.4. Адаптивные методы

Адаптивные методы, как и классические методы оптимизации, позволяют учитывать ограничения. Основная проблема при их использовании – высокая вычислительная сложность. Вопрос реализации такого управления на борту реального аппарата, однако, обычно не рассматривается. При этом зачастую используется комбинация классического управления с обратной связью и адаптивных методов. Так, в [113] динамическая нейронная сеть используется для подбора параметров управления в (8). Результаты моделирования показывают эффективность подобранных коэффициентов, в особенности при парировании возмущений неизвестной природы и величины.

Заключение

В обзоре рассмотрены основные последние достижения в области активного магнитно-

Список литературы

- [1] Fischell R. E. Magnetic damping of the angular motions of Earth satellites // Journal of the American Rocket Society, 1961, vol. 31, no. 9, pp. 1210–1217.
- [2] Grasshoff L. H. A method for controlling the attitude of a spin-stabilized satellite // Journal of the American Rocket Society, 1961, vol. 31, no. 5, pp. 646–649.
- [3] Белецкий В. В., Зонов Ю. В. Вращение и ориентация третьего советского спутника // Сборник "Искусственные спутники Земли". АН СССР, 1961. № 7. С. 32–55.
- [4] Bhat S. P. Controllability of nonlinear time-varying systems: applications to spacecraft attitude control using magnetic actuation // IEEE Transactions on Automatic Control, 2005, vol. 50, no. 11, pp. 1725–1735.
- [5] Bhat S. P., Dham A. S. Controllability of spacecraft attitude under magnetic actuation // 42nd IEEE International Conference on Decision and Control. Maui, HI, USA, 2003, vol. 3, pp. 2383–2388.
- [6] Navabi M., Barati M. Mathematical modeling and simulation of the earth's magnetic field: A comparative study of the models on the spacecraft attitude control application // Applied Mathematical Modelling, 2017, vol. 46, pp. 365–381.
- [7] Ovchinnikov M. Yu., Penkov V. I., Roldugin D. S., Pichuzhkina A. V. Geomagnetic field models for satellite angular motion studies // Acta Astronautica, 2018, vol. 144, pp. 171–180.
- [8] Тихонов А. А., Петров К. Г. Мультипольные модели магнитного поля Земли // Космические исследования. 2002. Т. 40. № 3. С. 219–229.
- [9] Yang Y. Controllability of spacecraft using only magnetic torques // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2016, vol. 52, no. 2, pp. 954–961.
- [10] Smirnov G., Ovchinnikov M., Miranda F. On the magnetic attitude control for spacecraft via the epsilon-strategies method // Acta Astronautica, 2008, vol. 63, no. 5–6, pp. 690–694.
- [11] Ovchinnikov M. Yu., Roldugin D. S. A survey on active magnetic attitude control algorithms for small satellites // Progress in Aerospace Sciences, 2019. doi: 10.1016/j.paerosci.2019.05.006.

- [12] Silani E., Lovera M. Magnetic spacecraft attitude control: a survey and some new results // *Control Engineering Practice*, 2005, vol. 13, no. 3, pp. 357–371.
- [13] Сарычев В. А. Вопросы ориентации искусственных спутников / Итоги науки и техники. Серия "Исследование космического пространства". М. : ВИНТИ, 1978. Т. 11. 221 с.
- [14] Shrivastava S. K., Modi V. J. Satellite attitude dynamics and control in the presence of environmental torques – a brief survey // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1983, vol. 6, no. 6, pp. 461–471.
- [15] Сарычев В. А., Овчинников М. Ю. Магнитные системы ориентации искусственных спутников Земли / Итоги науки и техники. Серия: "Исследование космического пространства". М. : ВИНТИ, 1985. 106 с.
- [16] Коваленко А. П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. М. : Машиностроение, 1975. 248 с.
- [17] Овчинников М. Ю., Пеньков В. И., Ролдугин Д. С., Иванов Д. С. Магнитные системы ориентации малых спутников. М. : ИПМ им. М. В. Келдыша, 2016. 366 с.
- [18] Stickler A. C., Alfried K. T. Elementary magnetic attitude control system // *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1976, vol. 13, no. 5, pp. 282–287.
- [19] Ovchinnikov M. Yu., Roldugin D. S., Tkachev S. S., Penkov V. I. B-dot algorithm steady-state motion performance // *Acta Astronautica*, 2018, vol. 146, pp. 66–72.
- [20] Сарычев В. А., Сазонов В. В. Оценка влияния диссипативного магнитного момента от вихревых токов на быстрое вращение спутника // *Космические исследования*. 1982. Т. 20, № 2. С. 297–300.
- [21] Lovera M. Magnetic satellite detumbling: The B-dot algorithm revisited / *Proceedings of the American Control Conference*. Chicago, 2015. pp. 1867–1872.
- [22] Драновский В. И., Яншин А. М. Влияние диссипативных моментов от вихревых токов на ориентацию спутника, стабилизированного вращением // *Космические исследования*. 1975. Т. 13, № 4. С. 487–493.
- [23] Сазонов В. В., Сарычев В. А. Влияние диссипативного магнитного момента на вращение спутника относительно центра масс // *Изв. АН СССР, Мех. тв. тела*. 1983. Т. 2. С. 3–12.
- [24] Овчинников М. Ю., Пеньков В. И., Ролдугин Д. С., Карпенко С. О. Исследование быстродействия алгоритма активного магнитного демпфирования // *Космические исследования*. 2012. Т. 50, № 2. С. 176–183.
- [25] Avanzini G., Giulietti F. Magnetic detumbling of a rigid spacecraft // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2012, vol. 35, no. 4, pp. 1326–1334.
- [26] Wisniewski R., Blanke M. Fully magnetic attitude control for spacecraft subject to gravity gradient // *Automatica*, 1999, vol. 35, no. 7, pp. 1201–1214.
- [27] Семкин Н. Д., Любимов В. В., Малышев В. И. Моделирование законов функционирования магнитных исполнительных органов при ориентации микроспутника по местной вертикали // *Физика волновых процессов и радиотехнические системы*. 2012. Т. 15, № 1. С. 103–108.
- [28] Любимов В. В., Подклетнова С. В. Оптимальные законы управления для уменьшения кинетического момента и демпфирования угловой скорости наноспутников и микроспутников с магнитными катушками на борту // *Вестник самарского государственного аэрокосмического университета им. акад. С. П. Королёва*. 2016. Т. 15, № 2. С. 57–67.
- [29] Shigehara M. Geomagnetic attitude control of an axisymmetric spinning satellite // *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1972, vol. 9, no. 6, pp. 391–398.
- [30] Vega K., Auslander D., Pankow D. Design and modeling of an active attitude control system for CubeSat class satellites / *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*. Reston, Virginia, 2009. AIAA 2009–5812.
- [31] Овчинников М. Ю., Ролдугин Д. С., Пеньков В. И. Исследование связи трех алгоритмов магнитного управления угловой скоростью и ориентацией спутника, стабилизируемого вращением // *Космические исследования*. 2012. Т. 50, № 4. С. 326–334.
- [32] Ovchinnikov M. Yu., Roldugin D. S., Penkov V. I. Asymptotic study of a complete magnetic attitude control cycle providing a single-axis orientation // *Acta Astronautica*, 2012, vol. 77, pp. 48–60.
- [33] Zavoli A., Giulietti F., Avanzini G., de Matteis G. Spacecraft dynamics under the action of Y-dot magnetic control law // *Acta Astronautica*, 2016, vol. 122, pp. 146–158.
- [34] Thomson W. T. Spin stabilization of attitude against gravity torque // *The Journal of the Astronautical Sciences*, 1962, vol. 9, no. 1. AAS 9-1-31-3.
- [35] Avanzini G., de Angelis E. L., Giulietti F. Spin-axis pointing of a magnetically actuated spacecraft // *Acta Astronautica*, 2014, vol. 94, no. 1, pp. 493–501.
- [36] de Ruiter A. A fault-tolerant magnetic spin stabilizing controller for the JC2Sat-FF mission // *Acta Astronautica*, 2011, vol. 68, no. 1–2, pp. 160–171.
- [37] Alfried K. T. Magnetic attitude control system for dual-spin satellites // *AIAA Journal*, 1975, vol. 13, no. 6, pp. 817–822.
- [38] Wheeler P. C. Spinning spacecraft attitude control via the environmental magnetic field // *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1967, vol. 4, no. 12, pp. 1631–1637.
- [39] Ergin E. I., Wheeler P. C. Magnetic attitude control of a spinning satellite. // *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1965, vol. 2, no. 6, pp. 846–850.

- [40] Овчинников М. Ю., Пеньков В. И., Ролдугин Д. С., Варатарео Р., Рябиков В. С. Движение спутника, оснащенного тангажным маховиком и магнитными катушками, в гравитационном поле // *Космические исследования*. 2017. Т. 55, № 3. С. 218–225.
- [41] Goel P. S., Rajaram S. Magnetic attitude control of a momentum-biased satellite in near-equatorial orbit // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1979, vol. 2, no. 4, pp. 334–338.
- [42] Guelman M. M., Waller R., Shiryayev A., Psiaki M. Design and testing of magnetic controllers for Satellite stabilization // *Acta Astronautica*, 2005, vol. 56, no. 1–2, pp. 231–239.
- [43] Martel F., Pal P. K., Psiaki M. Active magnetic control system for gravity gradient stabilized spacecraft / *Proceedings of the 2nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*. Logan, USA, 1988. 19 p.
- [44] Pittelkau M. E. Optimal periodic control for spacecraft pointing and attitude determination // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1993, vol. 16, no. 6, pp. 1078–1084.
- [45] Hablani H. B. Comparative stability analysis and performance of magnetic controllers for bias momentum satellites // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1995, vol. 18, no. 6, pp. 1313–1320.
- [46] Hablani H. B. Magnetic precession and product-of-inertia nutation damping of bias momentum satellites // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1995, vol. 18, no. 6, pp. 1321–1328.
- [47] Tsuchiya K., Inoue M. New control schemes for a magnetic attitude control system // *IFAC Proceedings Volumes*, 1983, vol. 16, no. 11, pp. 221–225.
- [48] Tréguët J.-F., Arzelier D., Peaucelle D., Ebihara Yo., Pittet C., Falcoz A. Periodic H2 synthesis for spacecraft attitude control with magnetorquers and reaction wheels / *IEEE Conference on Decision and Control and European Control Conference*. Orlando, USA, 2011. pp. 6876–6881.
- [49] Lovera M. Periodic H-inf attitude control for satellites with magnetic actuators // *IFAC Proceedings Volumes*, 2000, vol. 33, no. 14, pp. 631–636.
- [50] Calloni A., Corti A., Zanchettin A. M., Lovera M. Robust attitude control of spacecraft with magnetic actuators / *2012 American Control Conference*, 2012. pp. 750–755.
- [51] Wang P., Shtessel Y. Satellite attitude control via magnetorquers using switching control laws // *IFAC Proceedings Volumes*, 1999, vol. 32, no. 2, pp. 8021–8026.
- [52] Игнатов А. И., Сазонов В. В. Стабилизация режима гравитационной ориентации искусственного спутника Земли электромагнитной системой управления / *Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша*. 2016. № 28. 32 с.
- [53] Grassi M. Attitude determination and control for a small remote sensing satellite // *Acta Astronautica*, 1997, vol. 40, no. 9, pp. 675–681.
- [54] Lovera M., Astolfi A. Global magnetic attitude control of spacecraft in the presence of gravity gradient // *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2006, vol. 42, no. 3, pp. 796–805.
- [55] Pulecchi T., Lovera M. Attitude control of spacecraft with partially magnetic actuation // *IFAC Proceedings Volumes*, 2007, vol. 40, no. 7, pp. 609–614.
- [56] Desouky M. A. A., Prabhu K., Abdelkhalik O. On spacecraft magnetic attitude control / *Space Flight Mechanics Meeting*. Reston, Virginia, 2018. AIAA 2018–0205.
- [57] Forbes J. R., Damaren C. J. Geometric approach to spacecraft attitude control using magnetic and mechanical actuation // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2010, vol. 33, no. 2, pp. 590–595.
- [58] de Ruiter A. Magnetic control of dual-spin and bias-momentum spacecraft // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2012, vol. 35, no. 4, pp. 1158–1168.
- [59] Jan Y. W., Tsai J.-R. Active control for initial attitude acquisition using magnetic torquers // *Acta Astronautica*, 2005, vol. 57, no. 9, pp. 754–759.
- [60] Kim J., Worrall K. Sun tracking controller for UKube-1 using magnetic torquer only // *IFAC Proceedings Volumes*, 2013, vol. 46, no. 19, pp. 541–546.
- [61] Ovchinnikov M. Yu., Roldugin D. S., Tkachev S. S., Karpenko S. O. New one-axis one-sensor magnetic attitude control theoretical and in-flight performance // *Acta Astronautica*, 2014, vol. 105, no. 1, pp. 12–16.
- [62] Karpenko S. O., Ovchinnikov M. Yu., Roldugin D. S., Tkachev S. S. One-axis attitude of arbitrary satellite using magnetorquers only // *Cosmic Research*, 2013, vol. 51, no. 6, pp. 478–484.
- [63] Игнатов А. И., Сазонов В. В. Стабилизация режима солнечной ориентации искусственного спутника Земли электромагнитной системой управления // *Космические исследования*. 2018. Т. 56, № 5. С. 375–383.
- [64] Psiaki M. L. Nanosatellite attitude stabilization using passive aerodynamics and active magnetic torquing // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2004, vol. 27, no. 3, pp. 347–355.
- [65] Антипов К. А., Тихонов А. А. Параметрическое управление в задаче о стабилизации космического аппарата в магнитном поле земли // *Автоматика и телемеханика*. 2007. № 8. С. 44–56.
- [66] Modi V. J., Pande K. C. Magnetic-solar hybrid attitude control of satellites in near-equatorial orbits // *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1974, vol. 11, no. 12, pp. 845–851.
- [67] Nobari N. A., Misra A. K. A hybrid attitude controller consisting of electromagnetic torque rods and an active fluid ring // *Acta Astronautica*, 2014, vol. 94, no. 1, pp. 470–479.

- [68] Lovera M., Astolfi A. Spacecraft attitude control using magnetic actuators // *Automatica*, 2004, vol. 40, no. 8, pp. 1405–1414.
- [69] Lovera M., Astolfi A. Global magnetic attitude control of inertially pointing spacecraft // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2005, vol. 28, no. 5, pp. 1065–1072.
- [70] Rossa F. D., Bergamasco M., Lovera M. Bifurcation analysis of the attitude dynamics for a magnetically controlled spacecraft / 51st IEEE Conference on Decision and Control. Maui, HI, USA, 2012. pp. 1154–1159.
- [71] Ovchinnikov M. Yu., Roldugin D. S., Penkov V. I. Three-axis active magnetic attitude control asymptotical study // *Acta Astronautica*, 2015, vol. 110, pp. 279–286.
- [72] Ovchinnikov M. Yu., Roldugin D. S., Ivanov D. S., Penkov V. I. Choosing control parameters for three axis magnetic stabilization in orbital frame // *Acta Astronautica*, 2015, vol. 116, pp. 74–77.
- [73] Ivanov D. S., Ovchinnikov M. Yu., Penkov V. I., Roldugin D. S., Doronin D. M., Ovchinnikov A. V. Advanced numerical study of the three-axis magnetic attitude control and determination with uncertainties // *Acta Astronautica*, 2017, vol. 132, pp. 103–110.
- [74] Celani F. Robust three-axis attitude stabilization for inertial pointing spacecraft using magnetorquers // *Acta Astronautica*, 2015, vol. 107, pp. 87–96.
- [75] Bruni R., Celani F. A robust optimization approach for magnetic spacecraft attitude stabilization // *Journal of Optimization Theory and Applications*, 2017, vol. 173, no. 3, pp. 994–1012.
- [76] Chasset C., Noteborn R., Bodin P., Larsson R., Jakobsson B. 3-Axis magnetic control: flight results of the TANGO satellite in the PRISMA mission // *CEAS Space Journal*, 2013, vol. 5, no. 1–2, pp. 1–17.
- [77] Bodin P., Larsson R., Nilsson F., Chasset C., Noteborn R., Nylund M. PRISMA: An In-Orbit Test Bed for Guidance, Navigation, and Control Experiments // *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2009, vol. 46, no. 3, pp. 615–623.
- [78] Celani F. Spacecraft attitude stabilization with piecewise-constant magnetic dipole moment // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2016, vol. 39, no. 5, pp. 1140–1146.
- [79] Celani F. Spacecraft attitude stabilization using magnetorquers with separation between measurement and actuation // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2016, vol. 39, no. 9, pp. 2184–2191.
- [80] Xu C., Luo W., Yang X. Three-axis magnetic attitude control by delayed output feedback / Chinese Automation Congress. Jinan, China, 2017. pp. 3544–3549.
- [81] Wood M., Chen W. Attitude control of magnetically actuated satellites with an uneven inertia distribution // *Aerospace Science and Technology*, 2013, vol. 25, no. 1, pp. 29–39.
- [82] Sugimura N., Kuwahara T., Yoshida K. Attitude determination and control system for nadir pointing using magnetorquer and magnetometer / IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT, USA, 2016. 12 p.
- [83] Sakai Sh, Fukushima Yo., Saito H., Kaneda R. Studies on magnetic attitude control system for the REIMEI microsatellite / AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston, Virginia, 2006. AIAA 2006–6450.
- [84] Gulmammadov F., Kahraman O., Yavuzylmaz C., Tufekci C. S., Subasi Y. Magnetorquers only attitude maintaining using dynamic attitude simulator environment / AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. Toronto, 2010. AIAA 2010–8106.
- [85] Reyhanoglu M., Ton C., Drakunov S. Attitude Stabilization of a nadir-pointing small satellite using only magnetic actuators // *IFAC Proceedings Volumes*, 2009, vol. 42, no. 19, pp. 292–297.
- [86] Reyhanoglu M., Drakunov S. Attitude stabilization of small satellites using only magnetic actuation / 34th Annual Conference of IEEE Industrial Electronics, 2008. pp. 103–107.
- [87] Bushenkov V. A., Ovchinnikov M. Yu., Smirnov G. V. Attitude stabilization of a satellite by magnetic coils // *Acta Astronautica*, 2002, vol. 50, no. 12, pp. 721–728.
- [88] Smirnov G. V. Attitude determination and stabilization of a spherically symmetric rigid body in a magnetic field // *International Journal of Control*, 2001, vol. 74, no. 4, pp. 341–347.
- [89] Inamori T., Otsuki K., Sugawara Yo., Saisutjarit Ph., Nakasuka Sh. Three-axis attitude control by two-step rotations using only magnetic torquers in a low Earth orbit near the magnetic equator // *Acta Astronautica*, 2016, vol. 128, pp. 696–706.
- [90] Wang P., Shtessel Y. Satellite attitude control using only magnetorquers / Proceedings of the Thirtieth Southeastern Symposium on System Theory. Morgantown, West Virginia, 1998. pp. 500–504.
- [91] Wisniewski R. Sliding mode attitude control for magnetic actuated satellite // *IFAC Proceedings Volumes*, 1998, vol. 31, no. 21, pp. 179–184.
- [92] Sofyali A., Jafarov E. M. Purely magnetic spacecraft attitude control by using classical and modified sliding mode algorithms / 12th International Workshop on Variable Structure Systems. Mumbai, 2012. pp. 117–123.
- [93] Sofyali A., Jafarov E. M. Integral sliding mode control of small satellite attitude motion by purely magnetic actuation // *IFAC Proceedings Volumes*, 2014, vol. 47, no. 3, pp. 7947–7953.
- [94] Sofyali A., Jafarov E. M., Wisniewski R. Robust and global attitude stabilization of magnetically actuated spacecraft through sliding mode // *Aerospace Science and Technology*, 2018, vol. 76, pp. 91–104.
- [95] Ovchinnikov M. Yu., Roldugin D. S., Penkov V. I., Tkachev S. S., Mashtakov Y. V. Fully magnetic sliding mode control for acquiring three-axis attitude // *Acta Astronautica*. 2016. vol. 121. pp. 59–62.

- [96] Janardhanan S., Nabi M., Tiwari P. M. Attitude control of magnetic actuated spacecraft using super-twisting algorithm with nonlinear sliding surface / 12th International Workshop on Variable Structure Systems, 2012. pp. 46–51.
- [97] Schlanbusch R., Kristiansen R., Nicklasson P. J. Spacecraft magnetic control using dichotomous coordinate descent algorithm with box constraints // Modeling, Identification and Control, 2010, vol. 31, no. 4, pp. 123–131.
- [98] Psiaki M. L. Magnetic torquer attitude control via asymptotic periodic linear quadratic regulation // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2001, vol. 24, no. 2, pp. 386–394.
- [99] Lovera M., de Marchi E., Bittanti S. Periodic attitude control techniques for small satellites with magnetic actuators // IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2002, vol. 10, no. 1, pp. 90–95.
- [100] Yang Y. An efficient algorithm for periodic Riccati equation with periodically time-varying input matrix // Automatica, 2017, vol. 78, pp. 103–109.
- [101] Rodriguez-Vazquez A. L., Martin-Prats M. A., Bernelli-Zazzera F. Full magnetic satellite attitude control using ASRE method / 1st IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems. Porto, Portugal, 2012. AAS 12–347.
- [102] Colagrossi A., Lavagna M. Fully magnetic attitude control subsystem for picosat platforms // Advances in Space Research, 2018, vol. 62, no. 12, pp. 3383–3397.
- [103] Avanzini G., de Angelis E. L., Giulietti F. Acquisition of a desired pure-spin condition for a magnetically actuated spacecraft // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, vol. 36, no. 6, pp. 1816–1821.
- [104] Wiśniewski R., Stoustrup J. Periodic H₂ synthesis for spacecraft attitude determination and control with a vector magnetometer and magnetorquers // IFAC Proceedings Volumes, 2001, vol. 34, no. 12, pp. 119–124.
- [105] Zanchettin A. M., Lovera M. H-inf attitude control of magnetically actuated satellites // IFAC Proceedings Volumes, 2011, vol. 44, no. 1, pp. 8479–8484.
- [106] Kulkarni J., Campbell M. An approach to magnetic torque attitude control of satellites via H-inf control for LTV systems / 43rd IEEE Conference on Decision and Control, 2004. pp. 273–277.
- [107] Liang J., Fullmer R., Chen Y. Time-optimal magnetic attitude control for small spacecraft / 43rd IEEE Conference on Decision and Control, 2004. pp. 255–260.
- [108] Wood M., Chen W., Fertin D. Model predictive control of low earth orbiting spacecraft with magneto-torquers / 2006 IEEE Conference on Computer Aided Control System Design, 2006. pp. 2908–2913.
- [109] Wood M., Chen W. Regulation of magnetically actuated satellites using model predictive control with disturbance modelling / 2008 IEEE International Conference on Networking, Sensing and Control, 2008. pp. 692–697.
- [110] Krogstad T., Gravdahl J.T., Tondel P. Explicit model predictive control of a satellite with magnetic torquers / Proceedings of the 2005 IEEE Mediterranean Conference on Control and Automation Intelligent Control, 2005. pp. 491–496.
- [111] Ahmed S., Kerrigan E. C. Suboptimal predictive control for satellite detumbling // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, vol. 37, no. 3, pp. 850–859.
- [112] Böhm Ch., Merk M., Fichter W., Allgöwer F. // Lecture Notes in Control and Information Sciences: vol. 384, Nonlinear Model Predictive Control / ed. Magni L., Raimondo D. M., Allgower F. 2009. pp. 511–520.
- [113] Das S., Sinha M., Misra A. K. Dynamic neural units for adaptive magnetic attitude control of spacecrafts // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, vol. 35, no. 4, pp. 1280–1291.

RECENT ADVANCES IN THE ACTIVE MAGNETIC CONTROL OF SATELLITES

M. Yu. Ovchinnikov, D. S. Roldugin

Keldysh Institute of Applied Mathematics of RAS, Moscow, Russian Federation

The paper covers main recent results in the active magnetic attitude control of satellites. Three main implementation situations are outlined. Angular velocity damping opens the problem as the auxiliary control task. Next, implementation with other actuators and passive stabilization concepts is considered. Magnetic attitude control is restricted in the direction: control torque cannot be applied along the magnetic induction vector. Other actuators or environmental properties may enhance the control, providing control authority along the restricted axis. This comes at the cost of restricted attitude motion. Passive gravitational stabilization, spin stabilization and dual spin satellites present main cases. The satellite may acquire the local vertical and one axis inertial attitude that represent important cases. The most challenging and practically promising situation is the fully magnetic three axis attitude control. This reduces the hardware requirements for the attitude control system to the minimum. However, this also comes at the cost of a restriction on the control torque vector and low attitude accuracy and time-response. Feedback law with proper control gains tuning, sliding control and optimization techniques are considered for this problem.

Keywords: satellite attitude, angular motion, magnetic attitude control, magnetorquer.

ПРОГНОСТИЧЕСКИЙ ПОТЕНЦИАЛ МАТЕМАТИЧЕСКОГО ПЛАНИРОВАНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА

А. А. Ковель

*Сибирский федеральный университет, г. Красноярск, Российская Федерация
ФГБОУ ВО Сибирская пожарно-спасательная академия ГПС МЧС России,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация*

Наземно-экспериментальная отработка элементов космической техники – ответственный этап в создании космических изделий, фактически – это наземный «полет» создаваемых устройств. И от того, насколько адекватно будут воспроизведены на этом этапе эксплуатационные условия и обеспечено успешное функционирование устройств в предполагаемых условиях, зависит его успешная работа в реальном полете в течение срока эксплуатации. Радиоэлектронные устройства (аппаратура) космического аппарата – один из неперенных элементов, обеспечивающих выполнение целевых задач, которые должны подтвердить свою готовность к предстоящей работе на этапе наземно-экспериментальной отработки.

Технология экспериментальной отработки во времена, когда Научно-производственное объединение прикладной механики (ныне АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва») входило в круг предприятий создателей космической техники, только складывалась. И очень своевременным оказался в это же время пик исследований и внедрений в инженерную практику математического планирования эксперимента. Имелся задел прикладных работ в различных отраслях науки и техники и минимум работ по радиоэлектронной тематике, так как элементная база последней не позволяла управлять внутренними параметрами электронных комплектующих, т. е. выявлять влияние внутренних факторов. Это стало преградой при реализации возможностей метода в исследованиях и совершенствовании радиоэлектронной аппаратуры.

В статье показано, как разработчики аппаратуры предприятия преодолевали существовавшие ограничения и успешно применяли математическое планирование эксперимента впервые в российской космической технике.

Используя возможности методологии, решались задачи оптимизации схемотехнической и конструкторской реализации устройств, выбора элементной базы для космической аппаратуры, установление допусков и формирования испытательных режимов и др.

Ключевые слова: факторы, матрица планирования, математическое планирование эксперимента, полный факторный эксперимент, факторограмма, коридор откликов, факторная ниша.

Введение

Математическое планирование эксперимента (МПЭ) как одна из реализаций активного эксперимента пережило бурный всплеск исследований, публикаций, дискуссий, обсуждений на семинарах и других научно-технических мероприятиях в 70-80-х годах ушедшего столетия. Интерес к этому научно-техническому направлению иници-

ировал публикацию в центральном органе – газете «Правда», в которой отмечалось, что «теория планирования эксперимента набирает силу и все более настойчиво проникает в практику» [1]. Также подчеркивалось, что «в ряде случаев мешает делу не высокий уровень культуры производства и, наконец, слабая информативность специалистов о новых методах исследования» [2–4].

В настоящее время информационный доступ практически снят с повестки, о чем свидетельствует даже беглый поверхностный обзор изданий о теоретических и прикладных аспектах

✉ bogdan.kovel@mail.ru

© Ковель А. А., 2019

МПЭ. И состояние публикаций не позволяет объективно оценивать исследовательское и прикладное состояние МПЭ. Настоящая статья частично заполнит нишу кратким изложением, как развивался и внедрялся метод при разработке, экспериментальной отработке элементов космической техники – радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) космических аппаратов (КА).

1. Задачи МПЭ технологии наземной экспериментальной отработки

Проведение исследований шло в направлении совершенствования и повышения информативности методов наземно-экспериментальной отработки (НЭО):

- оптимизации схмотехнической и конструкторской реализаций РЭА;
- формирования и оптимизации перечней перспективной элементной базы;
- поисков методов установления обоснованных допусков на параметры РЭА;
- ускоренных методов прогнозирования ресурсного потенциала РЭА;
- методов оценки влияния факторов космического пространства (ФКП).

В процессе исследований перечень расширялся и уточнялся в связи с имеющимися задачами, ставящимися перед предприятиями. Эти и другие обстоятельства обусловили необходимость поисков методов обеспечения длительного срока активного существования (САС) КА, параметрической совместности функциональных элементов в составе единой функциональной структуры, оценки возможного отличия результатов функционирования элементов РЭА в наземных условиях и в составе КА в течение одинакового времени пребывания и др.

Использование технологических принципов МПЭ позволило получить по ряду перечисленных вопросов и проблем положительные результаты, а также понять преимущества многофакторного активного эксперимента.

При исследованиях РЭА КА рассматривалась как объект исследования (ОИ), что оказалось предпочтительней кибернетической модели черного ящика, так как в большинстве случаев разработчику РЭА известна внутренняя структура объекта и элементы, ее реализующие, и по результатам активного эксперимента, используя отклики на управляемые воздействия, необходимо восстановить аналитическую зависимость контролируемых параметров ОИ ($P_{ОИ}$) от управляемых воздействий $\{x_i\}$:

$$\{x_i\} = \{x_{ВХ}, x_{ВНШ}, x_{ВНТ}\},$$

где $x_{ВХ}$ – входные, $x_{ВНШ}$ – внешние, $x_{ВНТ}$ – внутренние воздействия.

По результатам МПЭ эту зависимость представляют полиномом:

$$P_{ОИ} = e_0 + \sum_{i>1}^n e_i x_i + \sum_{i=1, i>1}^n e_i x_i x_j + \dots + \sum_{i>1}^n e_{ij} x_i^2,$$

где e_i – соответствующие коэффициенты регрессии, интерпретируемые как коэффициенты влияния соответствующих факторов (воздействий) и их взаимодействий; n – количество факторов [5].

В компактном виде указанная зависимость может быть представлена как:

$$P \left(\sum \frac{\partial P}{\partial x_i} \Delta x_i \right).$$

Объем реализуемых операций (опытов) при МПЭ определяет матрица планирования (МП) – исходный модуль для программно-методических документов, по которым реализуют исследование и обрабатывают результаты последнего.

МП, отражающая полный набор сочетаний уровней факторов, например, варьируемых на двух уровнях (полный факторный эксперимент), ориентирует на проведение исследований по единому унифицированному алгоритму, что упрощает анализ, интерпретацию результатов, их сравнение и объединение в единой структуре.

Для инженерной практики оказалось продуктивным представление результатов МПЭ дополнительно к табличному (МП) факторограммным (развертка), которое дает хорошо обозримую визуальную картину результатов реализованных опытов (по оси абсцисс – номера опытов в соответствии с МП, по оси ординат – результаты опытов) [6].

Например, МП при воздействии на ОИ трех факторов ($x_{ВХ}$, $x_{ВНШ}$, $x_{ВНТ}$) – рис. 1 и табл., а соответствующая факторограмма – рис. 2 ($x_{ВНТ}$ условно вынесены за пределы ОИ).

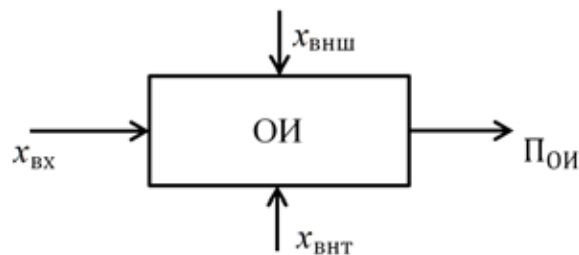


Рис. 1. Объект исследования

Приращения $\Delta P_{ОИ}$ при переходе от опыта к опыту характеризуют чувствительность ОИ к приращению варьируемого фактора (Δx), т. е., в конечном итоге, чувствительность элементной базы, на которой реализовано устройство, а также, как эту чувствительность транслирует в изменение $P_{ОИ}$ выбранное схмотехническое решение.

Сопоставив результаты двух (нескольких) вариантов реализации ОИ, уже такой первичный

качественный анализ позволяет разработчику оптимизировать выбор комплектующих элементов электро-радио изделий (ЭРИ), и схемотехнику, а также размещение ЭРИ в пространстве предполагаемой конструкции (взаимовлияние) для дальнейшей работы с ОИ.

Таблица

Матрица планирования (№ – номер опыта,
 $x_1 = x_{вх}, x_2 = x_{внеш}, x_3 = x_{внт}$)

№	x_1	x_2	x_3	$\Pi_{ОИ}$
1	+	+	+	Π_1
2	–	+	+	Π_1
3	+	–	+	Π_1
4	–	–	+	–
5	+	+	–	–
6	–	+	–	–
7	+	–	–	–
8	–	–	–	Π_8

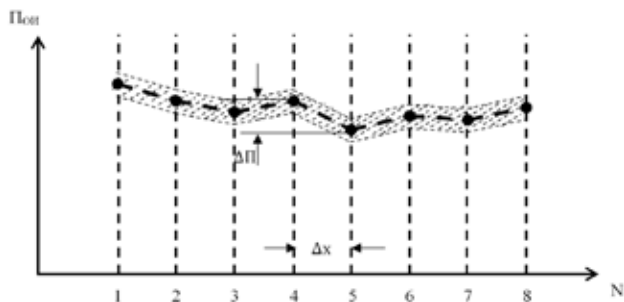


Рис. 2. Факторограмма результатов опытов

2. Результаты исследований

Для большинства ОИ МПЭ, реализованного на одном образце, недостаточно, так как полученные отклики не отражают влияния всей совокупности внутренних неварьируемых факторов (отличие внутренних параметров ЭРИ, взаимовлияние). Для этого дополняют МПЭ следующими процедурами: эксперимент реализуют на некотором наборе (выборке) однотипных ОИ. Тогда в каждом опыте получают, например, k значений $\Pi_{ОИ}$, а на факторограммной развертке – k факторограмм, которые образуют коридор откликов (рис. 3).

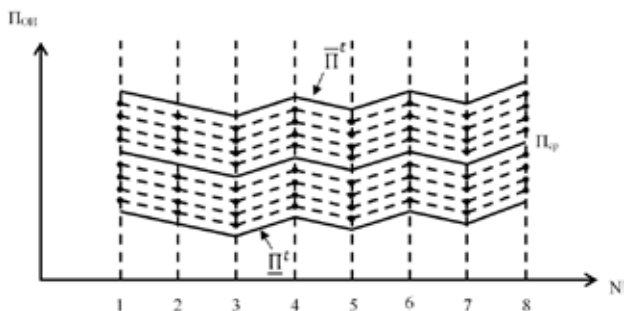


Рис. 3. Коридор откликов

При этом появляется возможность выявить влияние на $\Pi_{ОИ}$ внутренних факторов ($\{x_{внт}\}$), что поначалу являлось проблемой для исследования влияния последних, когда они недоступны для варьирования. В конечном итоге $\{x_{внт}\}$ определяют ширину коридора откликов, которая может быть минимизирована подбором элементов базы и оптимизацией схемотехники.

В то же время k реализации МПЭ не могут охватить всех возможных разбросов $\Pi_{ОИ}$ в пределах каждого опыта. Поэтому, используя k N откликов, оценивают возможные (например, толерантные) пределы для $\Pi_{ОИ}$ как:

$$\Pi'_{ОИ} = \Pi_{ср} \pm k^t S(\Pi),$$

где, Π^t – возможные толерантные пределы отклонения $\Pi_{ОИ}$ в каждом опыте (Π^t , $\bar{\Pi}^t$ – нижние и верхние соответственно); $\Pi_{ср}$ – среднее значение $\Pi_{ОИ}$ в каждом опыте; $S(\Pi)$ – оценки $\sigma(\Pi)$ в каждом опыте; k^t – толерантный коэффициент (табулированный) [7], рис. 3.

Полученные результаты позволяют восстановить базовую модель ОИ в виде:

$$\Pi_B \left(\sum \frac{\partial \Pi}{\partial x_i} \Delta x_i \right) = \Pi_{ср} \left(\sum \frac{\partial \Pi}{\partial x_i} \Delta x_i \right),$$

отражающую свойства ОИ в факторном пространстве, а также математические модели:

$$\Pi^t \left(\sum \frac{\partial \Pi}{\partial x_i} \Delta x_i \right), \bar{\Pi}^t \left(\sum \frac{\partial \Pi}{\partial x_i} \Delta x_i \right),$$

как пределы, в которые с заданной вероятностью (P_3) гарантировано попадание не менее γ доли возможных результатов [7].

Полученные отклики – статистическая база при подготовке нормативов для изготовления товарной продукции как групповой допуск на контролируемые параметры. Для изделий единичного производства результаты МПЭ позволяют устанавливать индивидуальные допустимые значения для параметров объекта контроля, используя разбросы значений коэффициентов влияния ($\bar{g}^t$, $\bar{g}^t$). Тогда, используя начальный («стартовый») уровень $\Pi_{ОИ}$, например, полученный при значениях воздействующих факторов, зафиксированных на базовых уровнях (0, 0, ..., 0), рассчитывают «полосу» (индивидуальный допуск), в пределах которой должен находиться параметр объекта контроля при любых сочетаниях уровней воздействий за счет возможных разбросов значений коэффициентов влияния (рис. 2).

Постоянные требования к увеличению САС изделий космической техники вынуждало проводить селекцию среди возможных вариантов реализации РЭА. Средствами МПЭ была выявлена возможность контролировать наличие у устройств параметрических запасов работоспособности ($\Delta \Pi$). Под запасами понимают параметрические

«зазоры» между возможными значениями $\Pi_{\text{ОИ}}$ и предельно допустимыми уровнями параметров ($\Pi_{\text{min_доп}}$, $\Pi_{\text{max_доп}}$), превышая которые $\Pi_{\text{ОИ}}$ переходит в зону недопустимых значений, приводящих к отказу или ошибочному функционированию структуры, в составе которой используется устройство (рис. 4) [8].

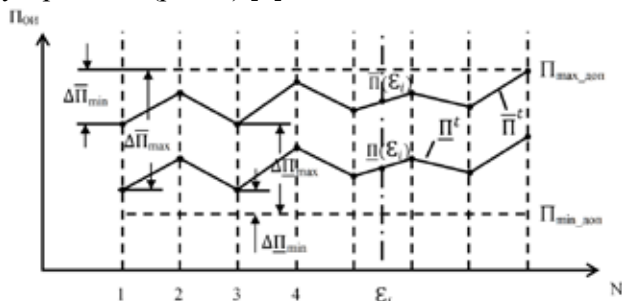


Рис. 4. Параметрические запасы работоспособности

Параметрические запасы работоспособности оценивают по результатам МПЭ, оценки толерантных пределов и используют для селекции устройств, способных сохранять значения параметров в допустимых пределах в эксплуатационных условиях при постепенном разрушающем действии деградационных процессов (рис. 4), т. о.:

$$\Delta \Pi_{\text{min}} = \Pi_{\text{min_доп}} - \Pi^{\text{t}}, \quad \Delta \Pi_{\text{max}} = \bar{\Pi}^{\text{t}} - \Pi_{\text{min_доп}}$$

$$\Delta \bar{\Pi}_{\text{min}} = \Pi_{\text{max_доп}} - \bar{\Pi}^{\text{t}}, \quad \Delta \bar{\Pi}_{\text{max}} = \Pi_{\text{max_доп}} - \bar{\Pi}^{\text{t}},$$

где $\Delta \Pi_{\text{min}}$, $\Delta \Pi_{\text{max}}$ — минимальные и максимальные параметрические запасы работоспособности относительно $\Pi_{\text{min_доп}}$ ($\Delta \Pi$) и $\Pi_{\text{max_доп}}$ ($\Delta \bar{\Pi}$) соответственно.

Значения запасов позволяет строить стратегию использования устройств КА при длительных САС (10 и более лет), а также, используя оценки запасов работоспособности, возможно установление, например, допустимых минимальных (или максимальных) скоростей деградационных процессов как:

$$m[v(\epsilon_i)_{\text{min}}] = \sum v(\epsilon_i)_{\text{min}} P(\epsilon_i) = \sum_{T_3} \frac{\Delta \Pi(\epsilon_i)_{\text{min}}}{t(\epsilon_i)} P(\epsilon_i) =$$

$$= \sum_{T_3} \frac{\Delta \Pi(\epsilon_i)_{\text{min}}}{t(\epsilon_i)} \sum_{T_3} \frac{\Delta t(\epsilon_i)}{T_3} = \frac{1}{T_3} \sum_{T_3} \Delta \Pi(\epsilon_i)_{\text{min}},$$

где $\Delta t(\epsilon_i)$ — элемент длительности ϵ_i -го режима на участке T_3 , $\sum \Delta t(\epsilon_i) = t(\epsilon_i)$ — суммарная длительность ϵ_i -го режима, T_3 — время длительного функционирования устройства в составе КА [6].

Полученный результат показывает, что математическое ожидание минимальной скорости деградации определяется суммой минимальных запасов работоспособности в ϵ_i -х режимах и временем T_3 .

Кроме оптимизации элементной базы, схемотехнического и конструкторского решения

устройства, обеспечивающих необходимые запасы работоспособности, полученный результат позволяет перестроить технологию ресурсных испытаний длительно функционирующих устройств, связав ее с оценкой параметрических запасов и скоростью расходования последних.

Полученные результаты позволяют также по-новому организовать выбор и назначение условий и режимов испытаний устройств на всех этапах изготовления. Совокупность испытательных режимов, условий и соответствующих им ограничений объединяют понятием «испытательный тест» ($T_{\text{И}}$):

$$T_{\text{И}} = \{m\{x_i\}; \Pi_{\text{ОИ}}(\epsilon_i)_{\text{доп}}\},$$

где $m(x_i)$ — совокупность (набор) функциональных воздействий (факторов), $\Pi_{\text{ОИ_доп}}$ — ограничения, соответствующие указанным наборам, когда x_i принимают (задают) определенные значения, генерируемые универсальным или специализированным испытательным оборудованием [8; 9]. $\Pi_{\text{доп}}$ рассчитывают, используя математические модели Π^{t} и $\bar{\Pi}^{\text{t}}$, как допустимые отклонения $\Pi_{\text{ОИ}}$ в пределах сечения коридора откликов (рис. 4), соответствующих набору уровней x_i , выбранных как испытательные.

Технологии НЭО РЭА КА, использующие методологию МПЭ, позволили учитывать ряд принципов автономной экспериментальной отработки элементов (блоков) сложных электронных устройств, проектирование и изготовление которых велось различными предприятиями. Т. к. в этом случае ряд воздействий являются общими для элементов, входящих в систему (напряжение питания, температура, уровни помех и др.), указанное единство позволило сформировать понятие факторной ниши и уточнить методологию формирования уровней факторов, являющихся факторами взаимодействия ряда последовательно включенных элементов (блоков). Анализ особенности ниши показал, что только синхронное изменение уровней общих факторов и использование результатов отработки предыдущих блоков (генераторов воздействий) при определении уровней варьирования факторов взаимодействия для блоков последующих может адекватно моделировать работу всех составных частей в составе общей структуры [10].

3. Эксперимент, вынесенный в космос

Увеличение и обеспечение длительных САС КА — постоянная забота создателей космической техники. Возможности совершенствования схемотехники, методов резервирования и конструирования бортовой аппаратуры (БА) в значительной степени определяются элементной базой ЭРИ, возможности которой «генетически» определяют конечные возможности БА. Чтобы сблизить воз-

возможности ЭРИ с потребностями изделий космической техники, необходимо оценить их параметрические и ресурсные возможности в реальной эксплуатационной среде.

Корректное комплексное воспроизведение всего спектра эксплуатационных воздействий (тем более, длительное) при НЭО элементов КА невозможно, что обусловлено тем, что оборудование, используемое при наземных испытаниях, позволяет воспроизводить монофакторные воздействия, и результаты испытаний неадекватны результатам стохастических (по времени и по уровням воздействий) полифакторных условий эксплуатационной космической среды. Особое значение в этом спектре приобретают корпускулярно-волновые воздействия естественного (галактические, солнечные) и искусственного происхождения, объединенные понятием «факторы космического пространства» (ФКП).

Информация о функционировании ЭРИ в составе БА по результатам телеметрических измерений также недостаточна, т. к. формируется результат работы элементов в режимах большого количества схмотехнических реализаций и, соответственно, электрический режимов. В этой связи актуальны исследования в натурных условиях работы ЭРИ в «чистом» виде. Это обстоятельство определило задачу исследования процессов, протекающих в ЭРИ в условиях КА, как в контейнере, так и вне его.

Исследованию подвергались три выборки ЭРИ одинакового объема, две из которых были установлены вне контейнера КА, а одна – внутри. Это позволило учесть влияние температуры от минимальной до максимальной вне контейнера КА, соответствующих условиям эксплуатационной среды (солнечная и теневая сторона КА). Одновременно третья плата находилась в контейнере КА в условиях относительно стабильной температуры [11; 12].

Генератор управляющих воздействий, расположенный в контейнере КА, непрерывно по случайному закону обеспечивал изменение на заданных уровнях питающих и режимных напряжений (E_n), величин нагрузки и других воздействий в зависимости от типа ЭРИ, подвергаемых исследованию. При этом «варьировался» уровень ФКП: максимальный на солнечной стороне вне контейнера и минимальный на теневой (и в контейнере). Уровни воздействий фиксировались специальными датчиками. Параллельно эквивалентное количество ЭРИ подвергалось таким же воздействиям (кроме ФКП) в наземных условиях.

С учетом указанных условий были сформированы МП для каждой из выборок ЭРИ. По результатам, полученным по каналу телеметрии, были восстановлены полиномиальные математические модели с учетом воздействий, варьируе-

мых искусственным и естественным путем (ФКП). Одновременно те же зависимости были восстановлены и для выборки, подвергнутой исследованию в наземных условиях.

Таким образом, в процессе эксплуатации КА в фиксированных временных сечениях формировались результаты измерений по выборкам, отражающие влияние различных случайных сочетаний уровней воздействий. Различие результатов в выборках, полученных при одних и тех же сочетаниях воздействий, оценивалось как результат влияния различных уровней ФКП.

Заключение

Результаты исследований выборок ЭРИ, использованных в РЭА КА, показали:

- принципиально новые возможности МПЭ в составе технологии экспериментальной отработки БА, позволяющие максимально приблизить режимы испытаний к условиям реальной эксплуатации;
- возможность параллельной синхронизированной реализации натурных и наземных экспериментов и получения дополнительных экспериментальных данных, которые невозможно получить при наземных испытаниях;
- целесообразность постоянного использования возможностей исследования в натурных условиях перспективных комплектующих и материалов для космической техники.

Результаты проведенных исследований в наземных условиях и на борту КА позволили создать перечни ЭРИ отечественного производства и рекомендации по условиям и режимам применения в БА КА с длительными САС.

Финальным аккордом нетрадиционного использования технологии МПЭ следует считать возможность моделирования длительного (в пределах САС КА) функционирования БА. Идея моделирования заключается в следующем. Кроме гарантии сохранения работоспособности ЭРИ в течение длительных сроков, разработчик (изготовитель) ЭРИ должен располагать данными об изменении функциональных параметров элементов через 1, 3, 5, ..., 10 лет функционирования в эксплуатационных условиях при применении в режимах, оговоренных в ТУ на элементы. Форма представления этих данных может быть согласована потребителями и поставщиком ЭРИ.

Оптимальным следует считать наличие выборок ЭРИ со значениями физических параметров после нормального функционирования в течение отмеченных выше сроков. Тогда, используя такие выборки ЭРИ в РЭА и исследуя ее по методологии МПЭ, разработчик получит Π_{oi} при всех сочетаниях варьируемых воздействий, а временные изменения параметров ЭРИ найдут отражения в ма-

тематических моделях $\Pi_{\text{ОИ}}$ через изменения коэффициентов влияния ($v_i, v_{ij}, v_{ii}, \dots$), что, в конечном итоге, позволит восстановить зависимости этих коэффициентов от времени ($v_i(t), v_{ij}(t), v_{ii}(t), \dots$).

Применение МПЭ при НЭО РЭА КА показало значительные возможности метода при совершенствовании технологии и повышении качества наземной обработки.

Список литературы

- [1] Адлер Ю. П., Грановский Ю. В. // Правда, 1973. 26 марта.
- [2] Ивобатенко Б. А., Ильинский Н. Ф., Копылов И. П. Планирование эксперимента в электротехнике. М. : Энергия, 1971. 185 с.
- [3] Мизайлов В. И., Федосов К. М. Планирование эксперимента в судостроении. Л. : Судостроение, 1978. 159 с.
- [4] Барабашук В. И., Креденцер Б. П., Мирошниченко В. И. Планирование эксперимента в технике. Киев : Техника, 1984. 198 с.
- [5] Синдяев Н. И. Теория планирования эксперимента и анализ статистических данных. М. : Юрайт, 2011. 399 с.
- [6] Ковель А. А., Покидько С. В. Математическое планирование эксперимента при отработке электронных устройств // Изв. вузов. Приборостроение. 2008. Т. 51. № 8. С. 13–18.
- [7] Смирнов Н. В., Дунин-Барковский И. В. Курс теории вероятностей и математической статистики для технических приложений. М. : Наука, 1965. 556 с.
- [8] Ковель А. А. Установление допусков на параметры электронных устройств по результатам многофакторного эксперимента // Изв. вузов. Приборостроение. 2008. Т. 51. № 8. С. 18–22.
- [9] Способ формирования испытательных тестов : пат. 2469372 Рос. Федерация / Ковель А. А., Капустин А. Н. ; заявл. 27.05.2011 ; опубл. 10.12.2012. Бюл. № 34.
- [10] Ковель А. А., Покидько С. В. Математическое планирование эксперимента в условиях факторной ниши // Изв. вузов. Приборостроение. 2011. Т. 54, № 4. С. 47–50.
- [11] Ковель А. А., Покидько С. В. Исследование элементной базы бортовой аппаратуры в условиях космического пространства // Изв. вузов. Приборостроение. 2011. Т. 54. № 4. С. 54–57.
- [12] Способ измерения параметров элементов радиоэлектронной аппаратуры в условиях воздействия факторов космического пространства : авт. св-во 289851 СССР / Ковель А. А., Покидько С. В., Верхотуров В. И. ; 1990.

PROGNOSTIC POTENTIAL OF MATHEMATICAL EXPERIMENT PLANNING

A. A. Kovel

Siberian Federal University, Krasnoyarsk, Russian Federation
Siberian Fire and Rescue Academy EMERCOM of Russia,
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

The ground-experimental testing of the elements of space technology is a crucial stage in the creation of space products, in fact, this is the ground «flight» of the devices being created. And how well the operating conditions will be reproduced at this stage and the successful functioning of the devices under the expected conditions is ensured, its successful operation in real flight during the service life depends. Electronic equipment (apparatus) of the spacecraft is one of the essential elements that ensure the fulfillment of target tasks, which should confirm their readiness for the forthcoming work at the stage of ground-based experimental testing.

The technology of experimental development at a time when the scientific and production association of applied mechanics (now the JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems) was part of the circle of enterprises that created space technology. And at the same time, the peak of research and implementation in the engineering practice of mathematical experiment planning turned out to be very timely. There was a backlog of applied work in various branches of science and technology and a minimum of work on radio-electronic topics, since the element base of the latter did not allow managing the internal parameters of electronic components, i. e., to reveal the influence of internal factors. This became an obstacle to the implementation of the capabilities of the method in research and improvement of electronic equipment.

The article shows how the developers of the enterprise equipment overcame the existing limitations and successfully applied mathematical planning of the experiment for the first time in Russian space technology. Using the capabilities of the methodology, the tasks of optimization of circuit design and design implementation of devices, the choice of the element base for space equipment, the establishment of tolerances and the formation of test modes, etc. were solved.

Keywords: factors, planning matrix, mathematical experiment planning, full factorial experiment, factorogram, response corridor, factor niche.

References

- [1] Adler Yu. P., Granovsky Yu. V. // Pravda, 1973, March 23. (In Russian)
- [2] Ivobatenko B. A., Ilinsky N. F., Kopylov I. P. *Planirovanie eksperimenta v elektrotekhnike* [Planning of an experiment in electrical engineering]. Moscow, Energy, 1971, 185 p. (In Russian)
- [3] Mizylov V. I., Fedosov K. M. *Planirovanie eksperimenta v sudostroenii* [Planning of an experiment in shipbuilding]. Leningrad, Sudostroenie, 1978. 159 p. (In Russian)
- [4] Barabashchuk V. I., Kredentser B. P., Miroshnichenko V. I. *Planirovanie eksperimenta v tekhnike* [Planning an experiment in engineering]. Kiev, Technics, 1984. 198 p. (In Russian)
- [5] Sindyaev N. I. *Teoriya planirovaniya eksperimenta i analiz statisticheskikh dannykh* [The theory of experiment planning and analysis of statistical data]. Moscow, Yurayt, 2011. 399 p. (In Russian)
- [6] Kovel A. A., Pokidko S. V. *Matematicheskoe planirovanie eksperimenta pri otrabotke elektronnykh ustroystv* [Mathematical planning of the experiment when developing electronic devices] // Journal of Instrument Engineering, 2008, vol. 51, no. 8, pp. 13–18. (In Russian)
- [7] Smirnov N. V., Dunin-Barkovsky I. V. *Kurs teorii veroyatnostej i matematicheskoy statistiki dlya tekhnicheskikh prilozhenij* [Course of probability theory and mathematical statistics for technical applications]. Moscow, Science, 1965. 556 p. (In Russian)
- [8] Kovel A. A. *Ustanovlenie dopuskov na parametry elektronnykh ustroystv po rezul'tatam mnogofaktornogo eksperimenta* [Establishment of tolerances on the parameters of electronic devices based on the results of a multifactor experiment] // Journal of Instrument Engineering, 2008, vol. 51, no. 8, pp. 18–22. (In Russian)
- [9] Kovel A. A., Kapustin A. N. *Sposob formirovaniya ispytatel'nykh testov* [The method of forming the test tests]. Patent RU 2469372, 2012, bulletin no. 31.
- [10] Kovel A. A., Pokidko S. V. *Matematicheskoe planirovanie eksperimenta v usloviyakh faktornoj nishi* [Mathematical planning of the experiment in a factor niche] // Journal of Instrument Engineering, 2011, vol. 54, no. 4, pp. 47–50. (In Russian)
- [11] Kovel A. A., Pokidko S. V. *Issledovanie elementnoj bazy bortovoj apparatury v usloviyakh kosmicheskogo prostranstva* [Investigation of the element base of onboard equipment in space conditions] // Journal of Instrument Engineering, 2011, vol. 54, no. 4, pp. 54–57. (In Russian)
- [12] Kovel A. A., Pokidko S. V., Verkhuturov V. I. *Sposob izmereniya parametrov elementov radioelektronnoj apparatury v usloviyakh vozdejstviya faktorov kosmicheskogo prostranstva* [A method for measuring the parameters of radio-electronic equipment elements under the influence of space factors] : author's certificate USSR 289851, 1990.

МОДЕРНИЗАЦИЯ АППАРАТУРЫ УПРАВЛЕНИЯ БОРТОВОЙ ШКАЛОЙ ВРЕМЕНИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «ГЛОНАСС-K2»

М. Н. Уткин ✉, А. Г. Сайбель

АО «Российский институт радионавигации и времени»,
г. Санкт-Петербург, Российская Федерация

Бортовые квантовые стандарты частоты навигационных космических аппаратов могут испытывать непрогнозируемые малые скачки частоты. Данные скачки приводят к ухудшению точности навигационного поля и при существующих требованиях к погрешности определения местоположения не могут быть исключены из рассмотрения. Традиционный метод обнаружения скачков частоты с помощью наземной подсистемы контроля и управления не обеспечивает своевременного оповещения потребителей о снижении точности определения местоположения. Перспективным методом повышения целостности навигационного поля глобальной навигационной спутниковой системы является использование системы автономного непрерывного контроля шкалы времени бортового синхронизирующего устройства. В работе описана предложенная авторами схема построения основного элемента подобных систем – частотного компаратора. Основным отличием предлагаемой системы от существующих решений является применение преобразователя «временной интервал – цифровой код» для оценки поправки часов, что позволяет уменьшить массу, габариты и потребляемую устройством мощность. Рассмотрены особенности реализации частотного компаратора прямого преобразования для бортовой аппаратуры космического аппарата, а также представлена структурная схема разработанного и изготовленного макета.

Ключевые слова: скачки частоты, преобразование временных интервалов в цифровой код, частотный компаратор, автокалибровка.

Введение

Ряд потребителей ГЛОНАСС предъявляет жесткие требования к целостности навигационного поля. Целостность – способность системы обеспечить заданное качество излучаемых навигационных сигналов и передаваемой информации, а также оперативное предупреждение потребителя о превышении пороговой величины ошибки определения местоположения.

Одной из причин увеличения погрешности навигационного поля являются случайные скачкообразные изменения частоты бортовых квантовых генераторов [1], которые могут привести к увеличению ошибки навигационных определений до десятков метров. В настоящее время для оперативной оценки характеристик навигационного поля используются результаты измерений беззапросных измерительных средств из состава подсистемы контроля и управления ГЛОНАСС и закладка на борт КА информации о качестве излучаемого сиг-

нала для передачи потребителю. Интерфейсным контрольным документом ГЛОНАСС определено максимальное время формирования признака неисправности, которое составляет 16 часов [2].

Текущее положение

Сокращение времени обнаружения скачков частоты достигается введением в состав бортового синхронизирующего устройства (БСУ) КА «Глонасс-К» аппаратуры управления бортовой шкалой времени (АУБШВ). Использование АУБШВ позволяет непрерывно (на всей траектории движения) и автономно (без использования наземного сегмента) контролировать частоту квантового генератора и сформировать признак достоверности навигационного поля до того, как ошибка определения дальности по данному КА превысит пороговое значение.

В основу работы системы положен принцип непрерывного сравнения шкал времени, формируемых на основе сигналов квантового стандарта частоты (КСЧ) и кварцевого генератора (КГ), которому не свойственны скачкообразные изменения

✉ utkinm@gmail.com

частоты. В процессе работы устройства формируется модель и прогноз поведения частоты КГ относительно частоты КСЧ. Резкое увеличение расхождения измеренной и прогнозной разностей частот указывает на неисправность квантового стандарта и приводит к формированию соответствующего телеметрического сигнала. Структурная схема АУБШВ представлена на рис. 1.

Одним из основных элементов АУБШВ является прецизионный частотный компаратор, предназначенный для сравнения шкал времени КСЧ и КГ и оценивания их среднеквадратического относительного двухвыборочного отклонения результатов измерения частоты (СКДО) на интервале измерения $\tau_{\text{и}} = 1 \dots 100$ с. Оценка СКДО в частотном компараторе производится по измерениям поправки часов u [3]. Измерение поправки часов, в основном, осуществляется счетным методом, который не обеспечивает необходимой точности оценки. В связи с этим различными исследователями был предложен набор методов улучшения чувствительности ча-

стотных компараторов: метод частотных преобразований, метод гетеродина, метод двойного смешивания, корреляционный метод [4]. При разработке АУБШВ КА «Глонасс-К» применена цифровая реализация метода двойного смешивания частоты, которая обеспечивает заданную точность оценки поправки часов без периодической калибровки в течение всего срока активного существования космического аппарата. Для обеспечения заданной погрешности измерений используются два быстродействующих аналого-цифровых преобразователя (АЦП) с разрядностью 14 бит. Современные радиационно стойкие отечественные АЦП обладают повышенной потребляемой мощностью [5], что обуславливает использование дополнительных конструкторско-технологических мер по обеспечению тепловых режимов работы микросхем. Кроме того, повышенная частота работы АЦП определяет высокие требования к быстродействию блока цифровой обработки и приводит к дополнительному увеличению энергопотребления прибора.

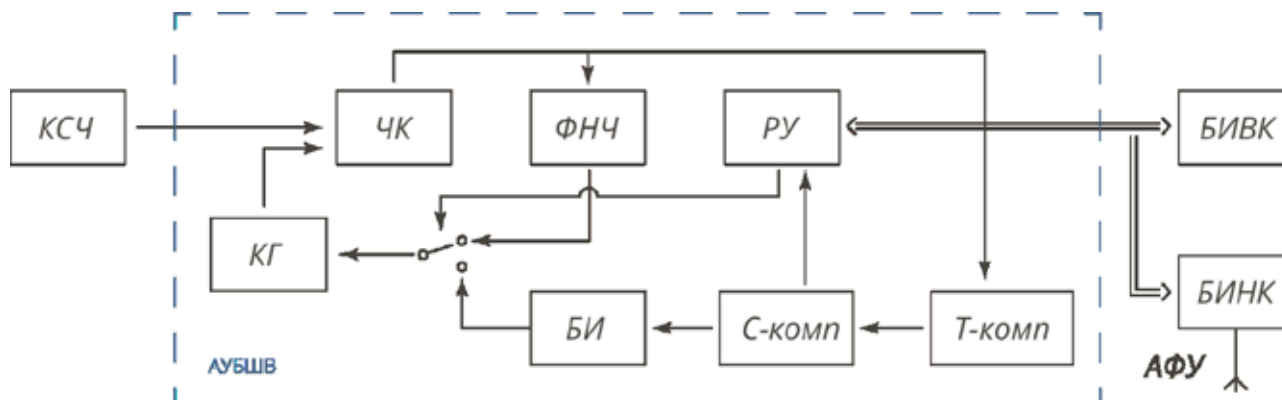


Рис. 1. Структурная схема АУБШВ.

КСЧ – квантовый стандарт частоты, КГ – кварцевый генератор, ЧК – частотный компаратор, Т-комп – блок температурной компенсации, С-комп – блок компенсации старения, РУ – решающее устройство, ФНЧ – фильтр нижних частот, БЭ – блок экстраполяции

Модернизация АУБШВ

Для улучшения энергетических параметров бортовых частотных компараторов авторами предложена реализация частотного компаратора (ЧК) прямого преобразования [6], т. е. устройства, в котором необходимая разрешающая способность по величине поправки часов достигается без предварительного частотного или аналого-цифрового преобразования сигналов. Структура ЧК прямого преобразования представлена на рис. 2. Как видно, основным элементом ЧК является преобразователь временных интервалов в цифровой код, на выходе которого формируется цифровой код, пропорциональный длительности интервала времени между характерными точками входных сигналов (например, передними фронтами). Устройства данного

типа, как правило, реализуются в виде законченной интегральной схемы с низким энергопотреблением и обладают разрешающей способностью от единиц до десятков пикосекунд [7].

Использование в ЧК преобразователя временных интервалов в цифровой код предъявляет высокие требования к таким параметрам преобразователя как дифференциальная нелинейность, постоянная ошибка полной шкалы, температурная чувствительность ошибки начала шкалы и ошибки полной шкалы. Анализ открытых публикаций показывает, что всему комплексу требований не удовлетворяет ни один из разработанных ранее типов преобразователей [7]. Для решения данной задачи авторами разработана схема ПДА-преобразователя (ПДА – передискретизация, дithering, автокалибровка) временных интервалов в

цифровой код [6], в которой за счет применения методов передискретизации, двойной коррелированной выборки и автокалибровки существенно улучшены основные параметры преобразователя, определяющие характеристики ЧК в целом. Структурная схема ПДА-преобразователя представлена на рис. 3.

Основу ПДА-преобразователя составляют ВД и ДФ. В дискриминаторе осуществляется относительно грубое квантование интервала времени между фронтами импульсов на входах НИВ и КИВ. Спектр полезного сигнала, который описывает стабильность частоты квантового генератора, лежит в области низких частот, которая на несколько порядков ниже частоты следования импульсов на входах НИВ и КИВ. Благодаря этому доля мощности шума квантования ВД, которая попадает в полосу полезного сигнала, существенно меньше полной мощности шума. ДФ выделяет полосу частот полезного сигнала, повышая отношение «сигнал/шум квантования», и уменьшает высокую частоту следования отсчетов сигнала примерно до границы Котельникова.

Для уменьшения температурных флуктуаций погрешности начала шкалы используется метод двойной коррелированной выборки (ДКВ) [8], основанный на дополнительном измерении $\hat{\tau}_2$ ошибки начала шкалы, которое затем используется для коррекции результатов измерения $\hat{\tau}_1$ рабочего интервала времени. Для уменьшения флуктуаций погрешности полной шкалы используется метод автокалибровки [7], который заключается в измерении методом ДКВ интервала времени заранее известной длительности T_0 и использовании результата $\hat{\tau}_3 - \hat{\tau}_2$ для корректировки ошибки полной шкалы:

$$\hat{\tau} = \frac{\hat{\tau}_1 - \hat{\tau}_2}{\hat{\tau}_3 - \hat{\tau}_2} T_0,$$

где $\hat{\tau}$ – оценка рабочего интервала времени, свободная от погрешности начала шкалы и полной шкалы.

Проведенный теоретический анализ показал, что для достижения необходимых характеристик частотного компаратора АУБШВ при оценке СКДО частоты выходного сигнала КСЧ с номинальной

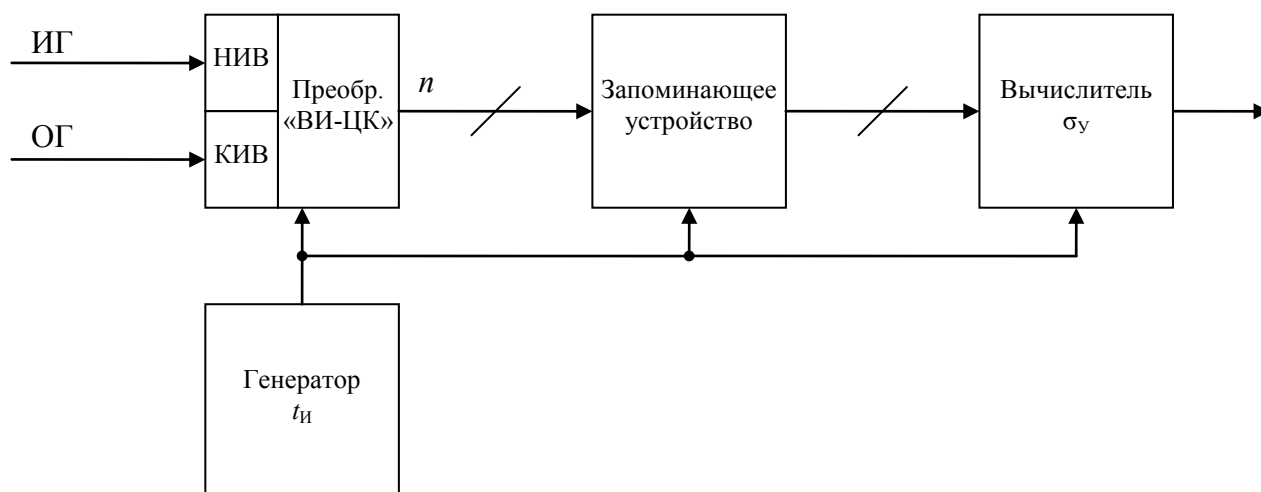


Рис. 2. Структурная схема ЧК на основе преобразователя «временной интервал – цифровой код». ИГ – исследуемый генератор, ОГ – опорный генератор, НИВ – вход начала интервала времени, КИВ – вход конца интервала времени

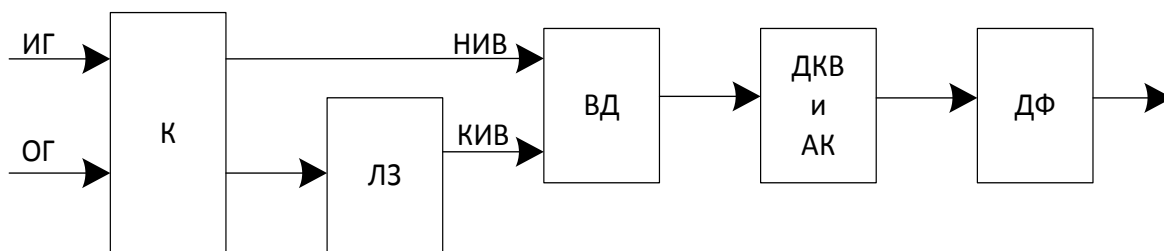


Рис. 3. Структурная схема ПДА-преобразователя «временной интервал – цифровой код». ЛЗ – линия задержки, ВД – временной дискриминатор, ДКВ и АК – блок двойной коррелированной выборки и автокалибровки, ДФ – децимирующий фильтр

частотой 5 МГц необходим ПДА-преобразователь временных интервалов в цифровой код, в состав которого входит временной дискриминатор с разрешающей способностью 25 пс, дифференциальной нелинейностью не более 1 единицы младшего разряда, диапазоном преобразуемых интервалов времени 220 нс и временем преобразования не более 400 нс. Разрядность преобразователя при таких характеристиках равна 14. Требование обеспечить достаточно высокую разрешающую способность и большую разрядность преобразования определяет необходимость применения конвейерной схемы временного дискриминатора. Конвейерная схема включает в себя не менее двух преобразователей, один из которых осуществляет грубое квантование временного интервала и формирует сигнал ошибки между грубой оценкой интервала времени и его истинной величиной. Данный сигнал ошибки, величина которого не превышает одной-двух (в зависимости от реализации) единиц младшего разряда грубого кода, поступает на вход точного преобразователя, где формируется его оценка с требуемой погрешностью. Линейная комбинация двух результатов преобразования определяет итоговую оценку рабочего интервала времени.

Характерной особенностью каскадных схем является необходимость согласования коэффициентов передачи каскадов преобразователя, т. е. определение отношения единиц младшего разряда грубого и точного преобразователя. Задача согласования каскадов может быть решена с использованием систем автоподстройки или автокалибровки [7]. Системы автоподстройки основаны на аналоговом управлении параметрами схемы по тому или иному критерию и плохо пригодны для реализации на современных технологических процессах КМОП с нормами изготовления элементов кристалла 90 нм и менее. Кроме того, такие системы потребляют большую мощность по сравнению с системами второго типа. Поэтому для реализации ПДА-преобразователя целесообразно использовать каскадные преобразователи с автокалибровкой, которые избавлены от недостатков аналоговых систем подстройки.

Распространенными схемами автокалибровки преобразователей являются тест плотности кодовых слов [9; 10] или прямое измерение шага квантования грубого преобразователя в единицах младшего разряда точного каскада [11]. Обе схемы требуют прерывания процедуры преобразования рабочего интервала времени на время автокалибровки, т. е. в течение автокалибровки не выполняется контроль непрерывности шкалы времени КА. Для устранения данного недостатка авторами предложена схема преобразователя, в которой осуществление взаимной калибровки грубого и точного каскадов происходит одновременно с преобразованием рабочего интервала времени, т. е. не-

прерывно. Работа схемы непрерывной калибровки (рис. 4) основана на том факте, что при рассогласовании единиц младшего разряда грубого и точного каскадов происходит увеличение дисперсии оценки рабочего интервала времени [12]. Для реализации разработанного метода в схеме по выборке измерений оценивается дисперсия ошибки преобразования интервала известной длительности T_0 (который используется для автокалибровки ПДА-преобразователя) при двух значениях калибровочного коэффициента. По двум полученным оценкам вычисляется градиент дисперсии и новое значение калибровочного коэффициента. Для данного коэффициента выполняется оценка дисперсии измерений интервала T_0 . Снова вычисляется градиент дисперсии и следующее значение калибровочного коэффициента. Описанным методом реализуется итерационный поиск оптимального калибровочного коэффициента, который отвечает минимуму дисперсии оценок. Объем выборки определяется исходя из заданной погрешности и надежности оценки дисперсии.

Минимизация потребляемой устройством мощности возможна при построении частотного компаратора на базе одной интегральной схемы. Для минимизации стоимости и сроков разработки изделия целесообразно использовать полужаказные схемы на основе базовых матричных кристаллов (БМК). Анализ стойкой к специальным внешним воздействующим факторам отечественной элементной базы показал, что наилучшими параметрами по быстродействию логических элементов, которая определяет достижимую разрешающую способность временного дискриминатора, обладают аналого-цифровые БМК 5400ТР045А АЕНВ.431260.237ТУ (АО «Дизайн-центр «Союз»). Данные БМК обеспечивают время переключения логического двоичного инвертора не более 70 пс, количество быстродействующих цифровых вентилях – 31450, микросхемы реализованы в компактных 28-выводных корпусах и отвечают требованиям по надежности и стойкости к специальным внешним воздействующим факторам, заданным на бортовую аппаратуру КА.

В соответствии с принятым маршрутом проектирования БМК, отработка «зашивки» БМК после предварительного моделирования происходит на программируемых логических интегральных схемах (ПЛИС). Данный подход позволяет сократить время и стоимость отработки, т. к. помогает на ранних этапах выявить ошибки проектирования, которые не могли быть обнаружены с помощью модели. Для отработки зашивки выбрана ПЛИС семейства Cyclone IV фирмы Altera, которая обеспечивает схожее с БМК быстродействие и логическую емкость, а также не попадает под ограничения по поставке.

Структурная схема разработанного и изготовленного макета частотного компаратора прямого преобразования представлена на рис. 5. Макет реализует полностью законченный частотный компаратор, изображенный на рис. 2. Функционально макет состоит из двух компараторов напряжения, ПЛИС, управляемой линии задержки и интерфейсной микросхемы. Компараторы напряжения используются для преобразования синусоидальных входных сигналов в последовательность прямоугольных импульсов с требуемыми уровнями напряжений. ПЛИС ис-

пользуется для реализации ПДА-преобразователя временных интервалов в цифровой код на базе конвейерного временного дискриминатора, реализации функций управления работой преобразователя и обмена по последовательному интерфейсу. Линия задержки в соответствии с логикой функционирования ПДА-преобразователя обеспечивает декорреляцию ошибок квантования путем случайного изменения длительности преобразуемого интервала времени. Интерфейсная микросхема используется для связи с персональным компьютером.

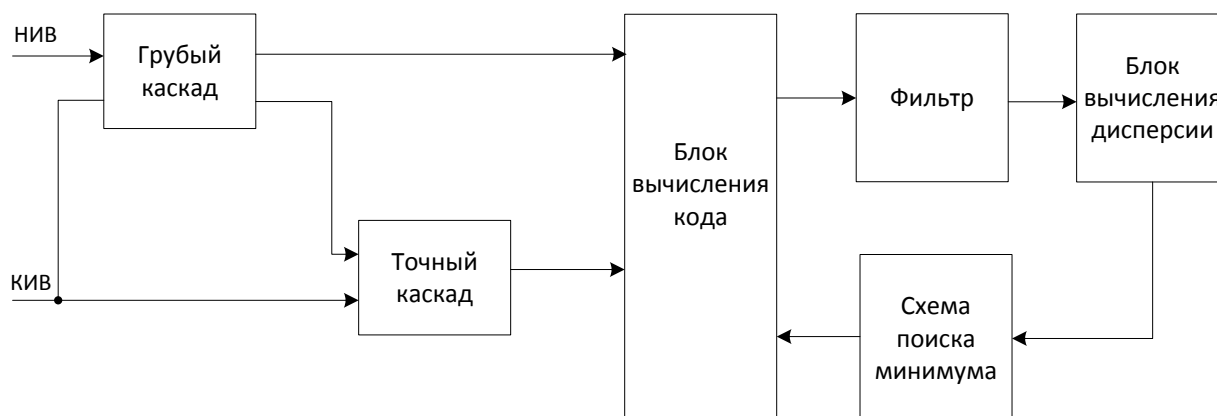


Рис. 4. Структурная схема конвейерного временного дискриминатора с непрерывной автокалибровкой

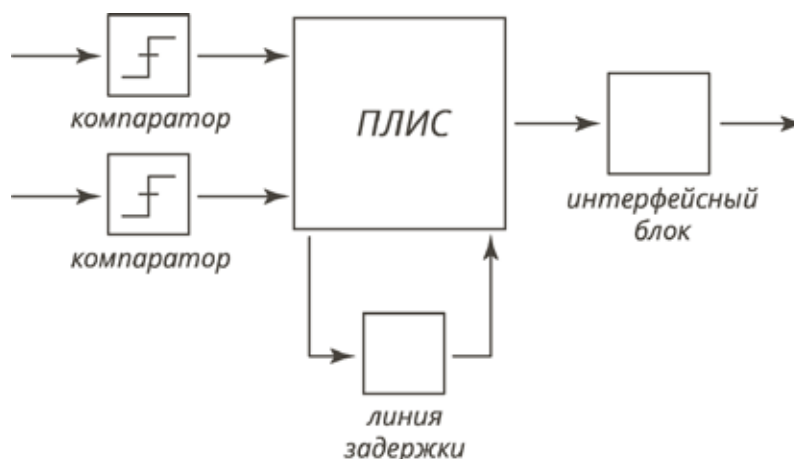


Рис. 5. Структурная схема макета частотного компаратора АУБШВ

Заключение

Предложенные авторами технические решения, вкпе с проведенным теоретическим анализом, подтверждают возможность построения системы автономного непрерывного контроля шкалы времени бортового синхронизирующего устройства на базе частотного компаратора прямого преобразования, построенного с использованием ПДА-преобразователя, что позволит улучшить массогабаритные и энергетические ха-

рактеристики АУБШВ из состава модернизированного БСУ КА «Глонасс-К». Предварительные оценки показывают уменьшение массы частотного компаратора из состава АУБШВ в 2–2,5 раза, потребляемой мощности – в 3 раза. В ходе дальнейшего исследования планируется завершить экспериментальное исследование макета частотного компаратора на ПЛИС с целью подтвердить корректность основных положений разработанной методики синтеза частотных компараторов прямого преобразования.

Список литературы

- [1] Wang Q., Rochat P. An anomaly clock detection algorithm for a robust clock ensemble // 41st Annual Precise Time and Time Interval Meeting. 2009, pp. 121–129.
- [2] ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Навигационный радиосигнал в диапазонах L1, L2 (редакция 5.1). М. : РНИИКП, 2008. 72 с.
- [3] ГОСТ 8.567-2014. Измерение времени и частоты. Термины и определения. М. : Стандартинформ, 2014. 16 с.
- [4] Handbook of frequency stability analysis : NIST Special Publication 1065 / W. J. Riley. Gaithersburg : NIST, 2008. 136 p.
- [5] Глухова С. А., Тиунов В. В., Хорожевский И. С. Микросхемы интегральные. Цифро-аналоговые и аналого-цифровые преобразователи. М. : Дейтон, 2018. 211 с.
- [6] Уткин М. Н. Математическая модель частотного компаратора на основе преобразователя «временной интервал – цифровой код», учитывающая нелинейные статические характеристики преобразователя // Материалы IX Международного симпозиума «Метрология времени и пространства», ФГУП «ВНИИФТРИ», 2018.
- [7] Time-to-Digital Converters / S. Henzler. Netherlands : Springer, 2010. 124 p.
- [8] Wey H. M., Guggenbuhl W. Noise Transfer Characteristics of a Correlated Double Sampling Circuit // IEEE Transactions on Circuits and Systems, 1986, vol. 1, no. 10, pp. 1028–1030.
- [9] Samarah A., Carusone A. C. A Digital Phase-Locked Loop with Calibrated Coarse and Stochastic Fine TDC // IEEE Journal of Solid-State Circuits, 2013, vol. 48, pp. 1829–1841.
- [10] Ito S., Nishimura S., Kobayashi H., Uemori S., Tan Y., Takai N., Yamaguchi T. J., Niitsu K. Stochastic TDC architecture with self-calibration // IEEE Asia Pacific Conference on Circuits and Systems, 2010, pp. 1027–1030.
- [11] Lee M., Abidi A. A. A 9 b, 1.25 ps Resolution Coarse–Fine Time-to-Digital Converter in 90 nm CMOS that Amplifies a Time Residue // IEEE Journal of Solid State Circuits, 2008, vol. 43, pp. 769–777.
- [12] Патент РФ № 171560. Устройство преобразования временных интервалов в цифровой код с автокалибровкой / Уткин М. Н. 2017, Бюл. № 16.

MODERNIZATION OF TIME SCALE CONTROL UNIT FOR «GLONASS-K» SPACECRAFTS

M. N. Utkin, A. G. Saybel

*JSC «Russian Institute of Radionavigation and Time»,
Saint-Petersburg, Russian Federation*

Navigation spacecraft's atomic clocks suffer from sudden small frequency jumps. These jumps lead to a decrease of user's positioning accuracy and should be considered. Traditional method to detect these frequency jumps with the use of ground control segment does not ensure early user alert of increasing range error. A perspective way to improve global navigation satellite system's signal integrity is the use of satellite on-board autonomous system for continuous control of board synchronization equipment time scale. This paper describes a novel diagram of frequency comparator – the main element of such system. The main difference of proposed solution is an application of time-to-digital converter for estimation of time error which allows to decrease mass, dimensions and power consumption. The paper deals with the particularities of direct frequency comparator implementation for on-board equipment of space vehicle and describes structure of implemented breadboard model.

Keywords: frequency jumps, time-to-digital conversion, frequency comparator, self-calibration.

References

- [1] Wang Q., Rochat P. An anomaly clock detection algorithm for a robust clock ensemble // 41st Annual Precise Time and Time Interval Meeting. 2009, pp. 121–129.
- [2] GLONASS. Interfejsnii kontrol'nii document. Navigacionnii radiosignal v diapazonah L1, L2 (redakciya 5.1) [GLONASS. Interface control document. Navigation signals in L1, L2 bands (ver. 5.1)]. Moscow, RNIIPK, 2008, 72 p. (In Russian)
- [3] GOST 8.567-2014 Izmerenie vremeni i chastoti. Termini i opredeleniya [GOST 8.567-2014 Time and frequency measurements. Terms and definitions]. Moscow, Standartinform, 2014, 16 p. (In Russian)

- [4] Handbook of frequency stability analysis : NIST Special Publication 1065 / W. J. Riley. Gaithersburg : NIST, 2008, 136 p.
- [5] Glukhova S. A., Tiunov V. V., Khoronjevskiy I. S. *Mikroshemi integral'nie. Tsifro-analogovie i analogo-tsifrovie preobrazovateli* [Integrated circuits. Digital-to-analog and analog-to-digital converters]. Moscow, Deiton, 2018, 211 p. (In Russian)
- [6] Utkin M. N. *Matematicheskaya model' chastotnogo komparatora na osnove preobrazovatelia «vremennoi interval – tsifrovoy kod», uchitivaushaiya nelineinie staticheskie harakteristiki preobrazovatelia* [Mathematical model of frequency comparator based on time-to-digital converter which accounts for nonlinear static characteristics of converter] // *Tezisy dokladov IX Mezdunarodnogo simposiuma «Metrologia vremeni i prostranstva»* [Abstracts of the IX International Symposium «Metrology of time and space»]. FSUE «VNIIFTRI», 2018. (In Russian)
- [7] Time-to-Digital Converters / S. Henzler. Netherlands : Springer, 2010. 124 p.
- [8] Wey H. M., Guggenbuhl W. Noise Transfer Characteristics of a Correlated Double Sampling Circuit // *IEEE Transactions on Circuits and Systems*, 1986, vol. 1, no. 10, pp. 1028–1030.
- [9] Samarah A., Carusone A. C. A Digital Phase-Locked Loop with Calibrated Coarse and Stochastic Fine TDC // *IEEE Journal of Solid-State Circuits*, 2013, vol. 48, pp. 1829–1841.
- [10] Ito S., Nishimura S., Kobayashi H., Uemori S., Tan Y., Takai N., Yamaguchi T. J., Niitsu K. Stochastic TDC architecture with self-calibration // *IEEE Asia Pacific Conference on Circuits and Systems*, 2010, pp. 1027–1030.
- [11] Lee M., Abidi A. A. A 9 b, 1.25 ps Resolution Coarse–Fine Time-to-Digital Converter in 90 nm CMOS that Amplifies a Time Residue // *IEEE Journal of Solid State Circuits*, 2008, vol. 43, pp. 769–777.
- [12] Utkin M. N. *Ustroistvo preobrazovaniya vremennih intervalov v tsifrovoy kod s avtokalibrovkoi* [Time-to-digital converter with autocalibration]. Patent RU 171560, 2017, bulletin no. 16.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ И РАСЧЕТ БЮДЖЕТА РАДИОЛИНИИ В НАЗЕМНОЙ СИСТЕМЕ БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ НА ОСНОВЕ ПСЕВДОСПУТНИКОВ

Р. Б. Ковалев² ✉, В. Н. Ратушняк¹, П. Ю. Зверев¹

¹Сибирский федеральный университет, г. Красноярск, Российская Федерация

²АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва, г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

В настоящее время большая часть работы специалистов в области навигации сводится к улучшению таких параметров навигационных систем, как помехоустойчивость и точность. Во всем мире сейчас все более актуален интерес потребителей высокоточной навигационной информации и производителей аппаратуры к системам ближней навигации, являющихся дополнением к существующим спутниковым радионавигационным системам, позволяющим увеличить их точность и помехоустойчивость. В статье проведена оценка параметров и обобщенный алгоритм расчета радиолинии в системе ближней навигации на основе псевдоспутников. Разработана модель расчета энергетики радиолинии при различных конфигурациях расположения псевдоспутников. Разработанная программа расчета характеристик радиолиний системы ближней навигации на основе псевдоспутников позволяет быстро оценивать не только ее энергетические характеристики, но и реализует наглядную визуализацию результирующей диаграммы направленности системы псевдоспутников в соответствии с конфигурируемой зоной навигации потребителей и требуемым уровнем мощности навигационных сигналов в условиях естественных радиотрасс.

Ключевые слова: радионавигационная система ближней навигации, псевдоспутник, радиолиния наземных псевдоспутников, потери распространения навигационных сигналов, локальные системы навигации.

Введение

Важной частью проектирования систем ближней навигации на основе псевдоспутников является анализ бюджета канала распространения навигационных сигналов между передатчиком и приемником сигнала. В настоящее время все больше проявляется интерес потребителей высокоточной навигационной информации и производителей аппаратуры к системам ближней навигации, являющихся дополнением к существующим спутниковым радионавигационным системам (СРНС), позволяющим увеличить их точность и помехоустойчивость. Для повышения данных показателей и требуемой безопасности на ответственных участках навигации подвижных объектов всех классов предлагается использовать распределенную радиотехническую систему (РРС) на основе «псевдоспутников» наземного базирования, ис-

пользующей аналогичные сигналы навигационных космических аппаратов (НКА).

В таких радиотехнических системах ближней навигации на основе псевдоспутников (ПС) в настоящее время предполагается интеграция приема сигналов ПС с существующими навигационными сигналами СРНС, и по своей функциональной структуре приемная аппаратура потребителей (антенная система, аналоговый и цифровой тракты) должна обеспечивать надежный прием как сигналов СРНС, так и навигационных сигналов ПС. Данная интеграция не приведет к кардинальным изменениям навигационной аппаратуры потребителей (НАП), а только лишь дополнится цифровой обработкой сигналов ПС.

Исходя из границ динамического диапазона НАП и геометрической зоны навигации объектов, а также возможностей формирования требуемых диаграмм направленностей передатчиков ПС (например, в местности со сложным рельефом), требуется сконфигурировать расположение ПС в РРС ближней навигации таким образом, чтобы зону навигации охватывали все ПС и их резуль-

✉ kovalyovrb@iss-reshetnev.ru

© Ковалев Р. Б., Ратушняк В. Н., Зверев П. Ю., 2019

тирующая диаграмма направленности перекрывает зону навигации с требуемым уровнем мощности навигационных сигналов от -165 дБВт до -140 дБВт. Мощность навигационных сигналов в пределах зоны навигации РРС не должна иметь больших колебаний, поскольку сигналы ПС на близкой дистанции действуют как источники помех, а на большой дистанции имеют недостаточную мощность для их эффективного использования. Следовательно, при конфигурировании искусственного навигационного поля РРС на основе ПС распределение энергетики радиолинии в зоне навигации потребителей определяется исходя из размеров зоны навигации потребителей, уменьшения погрешностей измерения радионавигационных параметров сигналов, а также исключения перегрузки приемных трактов потребителей мощными полезными сигналами.

1. Бюджет радиолинии в радионавигационной системе на основе псевдоспутников наземного базирования

Проанализируем зависимость мощности навигационного сигнала, принимаемого НАП, от угла места ПС, коэффициента усиления передающей антенны, затухания сигнала в свободном пространстве и затухания, вносимого тропосферой. Затухание амплитуды навигационных сигналов связано с их рассеянием, главным образом, кислородом, парами воды и так называемыми гидрометеорами. Зависимости поглощения от температуры, давления, влажности и частоты получены Ван Флеком в разработанной им теории поглощения электромагнитных волн [1].

Тропосфера является недиспергирующей средой вплоть до частот 15 ГГц, поэтому величина задержки одинакова для наблюдений на частотах $1-2$ ГГц как для измерений псевдодальностей, так и для фазы несущей. При моделировании принято выделять две составляющие тропосферы – сухую (гидростатическую) и влажную.

Значение сухой составляющей для зенитного направления ПС, находящегося на высоте 5000 метров, составляет около метра и зависит только от давления и температуры, а величина влажной составляющей может колебаться до нескольких сантиметров и зависит, главным образом, от влажности. При переходе от зенитного направления к наклонным направлениям задержка увеличивается примерно пропорционально секансу угла места, достигая вблизи горизонта (при удалении от ПС на $50-60$ км) до 5 м. Тропосферную задержку можно вычислить, используя значения температуры, давления и влажности, которые являются входными данными для одной из многих моделей атмосферной рефракции. Такие модели могут учитывать

примерно до 90% задержки, соответствующей преимущественно гидростатическому компоненту, однако остальные 10% (в основном из-за влажного компонента) будут серьезно влиять при высокоточном определении местоположения.

Мощность сигнала P_c , принимаемого антенной с эффективной площадью $S_{пр}$, на расстоянии R от источника излучения с изотропной излучающей антенной в безвоздушном пространстве определяется из выражения:

$$P_c = \frac{P_{пер}}{4\pi R^2} S_{пр}, \quad (1)$$

где $P_{пер}$ – мощность передающего устройства, Вт; $S_{пр}$ – эффективная площадь приемной антенны, m^2 .

Для ПС, антенна которого обладает усилением $G_{пер}$ в направлении R ,

$$P_c = \frac{P_{пер} G_{пер}}{4\pi R^2} S_{пр}. \quad (2)$$

Эффективная площадь антенны является параметром, характеризующим качество антенн. Чтобы перейти от площади антенны к коэффициенту усиления $G_{пр}$, можно воспользоваться формулой:

$$S_{пр} = \frac{G_{пр}}{4\pi} \lambda^2, \quad (3)$$

где λ – длина волны излучаемого сигнала, м.

В этом случае с учетом (3) и того, что $\lambda = \frac{c}{f}$,

где f – несущая частота излучаемого сигнала, а c – скорость света ($c = 299\,792\,458$ м/с), формула (1) запишется в следующем виде:

$$P_c = \frac{P_{пер} G_{пер} G_{пр}}{L}, \quad (4)$$

где $L = (4\pi)^2 R^2 \left(\frac{f}{c}\right)^2$ – затухание сигнала в свободном пространстве.

Трасса распространения сигнала от ПС до НАП включает в себя тропосферу, которая вносит затухание $B_{тр}$. Учитывая это затухание, перепишем формулу (4):

$$P_c = \frac{P_{пер} G_{пер} G_{пр}}{L B_{тр}} \quad (5)$$

или, в логарифмической форме:

$$10\lg(P_c) = 10\lg(P_{пер}) + 10\lg(G_{пер}) + 10\lg(G_{пр}) - (10\lg(L) + 10\lg(B_{тр})) \quad (6)$$

Тропосфера простирается до высот $8-10$ км в полярных широтах, до $10-12$ км – в умеренных широтах и до $16-18$ км – в тропиках.

Для рассматриваемой длины волны $\lambda \approx 18,7$ и 24 см затухание радиоволн в тропосфере незна-

чительно и его можно не учитывать при наблюдении ПС при больших углах места, где величина проходимого расстояния в тропосфере незначительна. На малых же углах места ПС доля тропосферы на трассе распространения сигнала резко увеличивается и ее влиянием пренебрегать уже нельзя.

Поглощение и рассеяние волн в тропосфере ведет к снижению плотности потока мощности радиоволн с расстоянием по экспоненциальному закону. Коэффициент поглощения в тропосфере $B_{тр}$ зависит от коэффициента затухания α_z , измеряемого в дБ/км, и расстояния $R_{тр}$, проходимого радиоволнами в тропосфере:

$$B_{тр} = \exp(0,23\alpha R_{тр}). \quad (7)$$

Коэффициент α зависит, прежде всего, от длины волны (рис. 1) и погодных условий. На волны длиннее 10 см метеорологические условия существенного влияния не оказывают, поэтому будем считать, что коэффициент α_z вдоль всей трассы постоянен.

По различным источникам [2; 3] значение коэффициента поглощения в тропосфере колеблется от 0,008 до 0,01 дБ/км. Согласно [1], значение коэффициента α_z для длины волны $\lambda \approx 18,7$ см приблизительно равно 0,007 дБ/км, для длины волны $\lambda \approx 24$ см – 0,005 дБ/км.

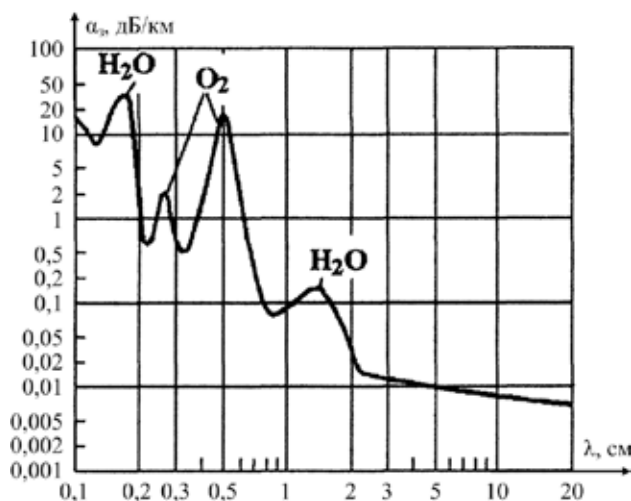


Рис. 1. Зависимость коэффициента поглощения в тропосфере от длины волны

Необходимо отметить также, что за счет возможности формирования группировкой «псевдоспутников» выделенной зоны повышенной мощности приема навигационных сигналов, можно повысить надежность навигационных определений в условиях воздействия помех и уменьшить среднеквадратическое отклонение шумовой погрешности типовой некогерентной схемы слежения за огибающей, которая определяется следующим выражением [3]:

$$\sigma = \tau_s \left[\frac{k_1 \Pi_{сцз}}{P_c / N_0} + \frac{k_2 \Pi_{сцз} \Pi_{пч}}{(P_c / N_0)^2} \right]^{0,5}, \quad (8)$$

где τ_s – длительность элемента кода ПС; k_1, k_2 – постоянные коэффициенты, зависящие от выбранной схемы слежения; $\Pi_{сцз}, \Pi_{пч}$ – односторонняя ширина полосы замкнутой схемы слежения и тракта промежуточной частоты соответственно; $q_{с/н} = P_c / N_0$ – энергетический потенциал радиолинии (отношение мощности сигнала к спектральной плотности мощности внутреннего шума приемника).

2. Моделирование энергетических характеристик радиолинии системы ближней навигации на основе псевдоспутников при различных конфигурациях их расположения

Проведем расчет радиолинии для различных конфигураций расположения ПС на плоскости с использованием математического моделирования и языка программирования C++.

2.1 Конфигурация 1

Диаграмма распределения мощности навигационного сигнала одиночного ПС в естественной радиотрассе при $P_{пер} = 1,15 \cdot 10^{-4}$ Вт представлена на рис. 2. Уровень мощности навигационного сигнала –165 дБВт соответствует внешней полусфере радиусом 70 км, а –140 дБВт соответствует внутренней полусфере радиусом ≈ 4 км.

В первой конфигурации расположим восемь ПС по периметру прямоугольника со сторонами 100×200 км, при этом они условно находятся на поверхности Земли на одной высоте. Такая конфигурация расположения ПС может использоваться для обеспечения навигации надводных объектов в морских портах, проливах, устьях рек, а также наземных объектов. На рис. 3 приведена результирующая диаграмма распределения мощности системы псевдоспутников.

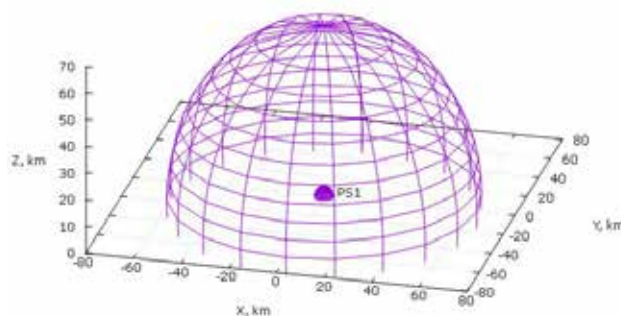


Рис. 2. Диаграмма распределения мощности навигационного сигнала одиночного ПС

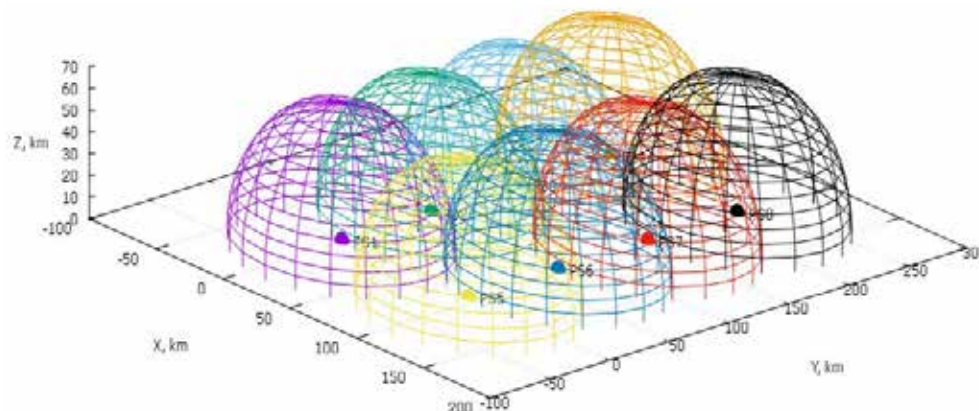


Рис. 3. Конфигурация 1: восемь ПС расположены по периметру прямоугольника

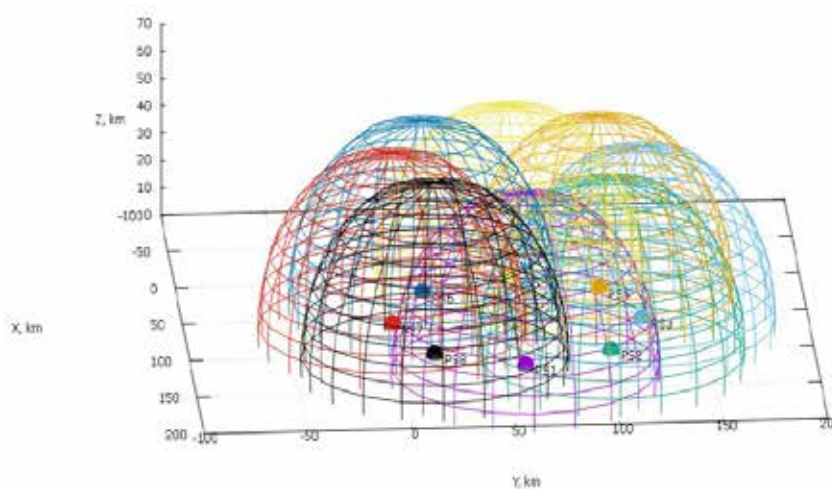


Рис. 4. Конфигурация 2: восемь ПС располагаются по окружности

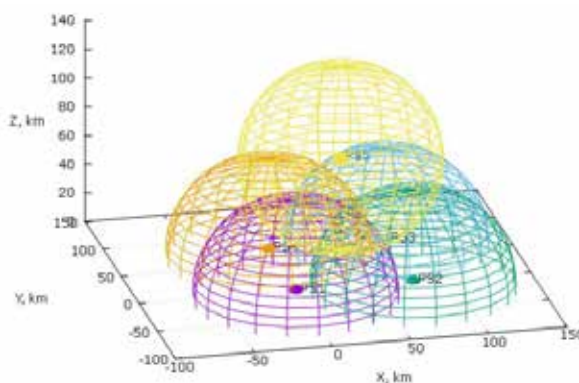


Рис. 5. Конфигурация 3: четыре ПС находятся в углах квадрата, пятый ПС поднят на высоту

2.2 Конфигурация 2

Рассмотрим вторую конфигурацию расположения ПС на местности: восемь ПС располагаются на высоте 0 м на окружности радиусом 100 км. (рис. 4). Данная конфигурация расположения ПС может использоваться для обеспечения навигации воздушных объектов в районах аэродромов.

2.3 Конфигурация 3

Рассмотрим третью конфигурацию расположения ПС – четыре ПС находятся в углах квадрата (расстояние между ними составляет 70 км), а один ПС условно поднят на высоту 65 км (рис. 5). В данном случае несколько ПС, размещенных равномерно по периметру зоны обслуживания, и 1–2 ПС, размещенных на разных высотах, обе-

спечивают повышение точности измерения вертикальной координаты объектов за счет уменьшения геометрического фактора.

Заключение

Возможность создания области навигации с требуемыми характеристиками при помощи распределенной радиотехнической системы на базе псевдоспутников на ответственных участках навигации подвижных объектов всех классов ведет к улучшению таких показателей, как автономность навигации, точность измерения координат и пространственной ориентации, помехоустойчивость и безопасность движения объектов в целом.

Разработанная программа моделирования характеристик радиолиний системы ближней навигации на основе псевдоспутников позволяет быстро оценивать не только ее энергетические характеристики, но и реализует наглядную визуализацию результирующей диаграммы направленности системы псевдоспутников в соответствии с конфигурируемой зоной навигации потребителей и требуемым уровнем мощности навигационных сигналов в условиях естественных радиотрасс.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект №16-19-10089).

Список литературы

- [1] Долуханов М. П. Распространение радиоволн : учеб. для вузов. М. : Связь, 1972. 336 с.
- [2] Скляр Б. Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение / пер. с англ.; изд. 2-е, испр. М. : Издательский дом «Вильямс», 2003. 1104 с.
- [3] Харисов В. Н. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. В. Н. Харисова [и др.]. М. : Радиотехника, 2010. 800 с.
- [4] Борсоев В. А., Галеев Р. Г., Гребенников А. В., Кондратьев А. С. Использование псевдоспутников ГЛОНАСС/GPS в системах посадки воздушных судов // Научный вестник МГТУ ГА. 2011. № 164. С. 17–23.
- [5] Тяпкин В. Н., Гарин Е. Н., Дмитриев Д. Д., Ратушняк В. Н., Фатеев Ю. Л. Оценка погрешностей измерения навигационных параметров в системе ближней навигации на основе псевдоспутников // Сборник «Радионавигационные технологии». Сер. «Радиосвязь и радионавигация». М., 2017, С. 78–84.
- [6] Компьютерная модель системы ближней навигации на основе псевдоспутников: свидетельство о государственной регистрации программ для ЭВМ № 2017619991 Российская Федерация / Н. С. Кремез, В. Н. Ратушняк, А. Б. Гладышев, М. А. Голубятников. – № 2017616963; заявл. 14.07.17; опубл. 13.09.17.
- [7] Гладышев А. Б., Ратушняк В. Н., Рыжков Д. Н., Богачук А. А., Голубятников М. А. Лабораторный комплекс для моделирования системы ближней навигации на основе псевдоспутников // Сборник «Современные проблемы радиоэлектроники». Сибирский федеральный университет, 2017, С. 120–124.
- [8] Gladyshev A. B., Dmitriev D. D., Veysov E. A., Tyapkin V. N. A hardware-software complex for modelling and research of near navigation based on pseudolites // Journal of Physics: Conference Series, 2017, vol. 803, 012048.
- [9] Голубятников М. А. Компьютерная модель навигационного поля локальной системы навигации на основе псевдоспутников // Материалы XX Всерос. семинара «Моделирование неравновесных систем», 2017, С. 32–36.
- [10] Фатеев Ю. Л., Гладышев А. Б., Ратушняк В. Н., Голубятников М. А. Организация и структура радиотехнической системы ближней навигации на основе псевдоспутников // Сборник «Радионавигационные технологии». Сер. «Радиосвязь и радионавигация». М., 2017, С. 34–37.

RESEARCH OF PARAMETERS AND CALCULATION OF THE BUDGET OF THE RADIO LINE IN THE GROUND-BASED SYSTEM OF NEAR NAVIGATION ON THE BASIS OF PSEUDO-SATELLITES

R. B. Kovalyov², V. N. Ratushnyak¹, P. Yu. Zverev¹

¹Siberian Federal University, Krasnoyarsk, Russian Federation

²JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

At present time the most of the work of specialists in the field of navigation is to improve the parameters of navigation systems such as noise immunity and accuracy. At all the world is more and more actual

the interest of consumers of high-precision navigation information and equipment manufacturers to near navigation systems, which are an addition to the existing satellite radio navigation systems, allowing them to increase their accuracy and noise immunity. Assessment the parameters is made in the article and algorithm for calculating the radio line in the near-navigation system based on pseudosatellites is generalized. A model for calculating the energy of a radio line has been developed for various configurations of the location of pseudosatellites. The developed program for calculating the characteristics of radio lines of a near-navigation system based on pseudo-satellites allows to quickly evaluate not only its energy characteristics, but also realizes pictorial visualization of the resulting directional diagram of pseudo-satellite systems in accordance with the configured navigation zone of consumers and the required power of navigation signals in natural radio routes.

Keywords: radio navigational system of near navigation, pseudo-satellite, radio line of land pseudo-satellites, losses of distribution of navigation signals, local systems of navigation.

References

- [1] Dolukhanov M. P. *Rasprostraneniye radiovoln* [Propagation of radio waves]. Moscow, Svyaz', 1972, 336 p. (In Russian)
- [2] Sklyar B. *Cifrovaya svyaz. Teoreticheskie osnovy i prakticheskoe primeneniye* [Digital communication. Theoretical bases and practical application]. Moscow, Izdatelskiy dom Vilyams, 2003, 1104 p. (In Russian)
- [3] Kharisov V. N., Perov A. I., Boldin V. A. *GLONASS. Printsipy postroyeniya i funktsionirovaniya* [GLONASS. Construction principles and operation]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2010, 800 p. (In Russian)
- [4] Borsoev V. A., Galeev R. G., Grebennikov A. V., Kondratiev A. S. *Ispol'zovaniye psevdosputnikov GLONASS/GPS v sistemah posadki vozdukhnykh sudov* [Use of GLONASS/GPS pseudosatellites in aircraft landing systems] // Civil Aviation High TECHNOLOGIES, 2011, no. 164, pp. 17–23. (In Russian)
- [5] Tyapkin V. N., Garin E. N., Dmitriev D. D., Ratushnyak V. N., Fateev Yu. L. *Ocenka pogreshnostey izmereniya navigatsionnykh parametrov v sisteme blizhney navigatsii na osnove psevdosputnikov* [Estimation of measurement errors of navigation parameters in the near-navigation system based on pseudospatial satellites] // Collection «Radio-navigation technologies». Series «Radio communication and radio navigation». Moscow, 2017, pp. 78–84. (In Russian)
- [6] Kremey N. S., Ratushnyak V. N., Gladyshev A. B., Golubyatnikov M. A. *Komp'yuternaya model' sistemy blizhney navigatsii na osnove psevdosputnikov* [Computer model of near-navigation system based on pseudo-satellite] / Certificate of state registration of computer programs, no. 2017619991, 2017.
- [7] Gladyshev A. B., Ratushnyak V. N., Ryzhkov D. N., Bogachuk A. A., Golubyatnikov M. A. *Laboratornyy kompleks dlya modelirovaniya sistemy blizhney navigatsii na osnove psevdosputnikov* [A laboratory complex for modeling a near-navigation system based on pseudo-satellites] // Collection «Modern Problems of Radio Electronics». Siberian Federal University, 2017, pp. 120–124. (In Russian)
- [8] Gladyshev A. B., Dmitriev D. D., Veysov E. A., Tyapkin V. N. A hardware-software complex for modelling and research of near navigation based on pseudolites // Journal of Physics: Conference Series, 2017, vol. 803, 012048.
- [9] Golubyatnikov M. A. *Komp'yuternaya model' navigatsionnogo polya lokal'noy sistemy navigatsii na osnove psevdosputnikov* [Computer Model of the Navigation Field of a Local Navigation System Based on Pseudo-Satellites] // Proceedings of the XX All-Russian seminar «Modeling of non-equilibrium systems», 2017, pp. 32–36. (In Russian)
- [10] Fateev Yu. L., Gladyshev A. B., Ratushnyak V. N., Golubyatnikov M. A. *Organizatsiya i struktura radiotekhnicheskoy sistemy blizhney navigatsii na osnove psevdosputnikov* [Organization and structure of the radio engineering system for near navigation based on pseudosatellites] // Collection «Radio-navigation technologies». Series «Radio communication and radio navigation». Moscow, 2017, pp. 34–37. (In Russian)

КОСМИЧЕСКИЕ ТЕХНОЛОГИИ – ОДНА ИЗ БАЗОВЫХ ОСНОВ ИННОВАЦИОННОГО РАЗВИТИЯ СИБИРСКОГО РЕГИОНА

В. Е. Чеботарев^{1, 2} ✉, И. Л. Сидорова²

¹АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва»,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

²Сибирский федеральный университет, г. Красноярск, Российская Федерация

Создание ракетно-космического производства привело к мощному развитию промышленного потенциала в сфере наукоемких технологий. Космические технологии обладают огромным инновационным потенциалом для развития высокотехнологических и наукоемких производств, что потребовало соответствующего кадрового обеспечения для решения этих задач.

В результате практически в каждом регионе страны были созданы элементы космической инфраструктуры, осуществлено внедрение новейших космических технологий в различных отраслях, в практику управления социально-экономическим развитием регионов. Это положительно отразилось на развитии региона и отдельных его городов.

На примере городов Красноярского края проведены оценки уровня бюджетного финансирования программы развития городов с использованием разработанной методики. Выявлена роль особых городов и градообразующих предприятий космической отрасли в обеспечении инновационного развития региона, в том числе в ЗАТО Железногорск. Проведены исследования развития космического направления кластера инновационных технологий, реализуемого АО «ИСС» путем модернизации производства и расширения кооперации предприятий кластера с вузами и предприятиями сибирского региона. Определена роль кадровой политики АО «ИСС», обеспечивающая сохранение и развитие профессиональных компетенций своих сотрудников в области космических высокотехнологических производств, что способствует инновационному развитию отечественной космической отрасли.

Ключевые слова: космические технологии, кластер, инновационные технологии, кадровая политика, градообразующие предприятия.

Введение

Создание ракетно-космического производства привело к мощному развитию промышленного потенциала в сфере наукоемких технологий. Космические технологии обладают огромным инновационным потенциалом для развития высокотехнологических и наукоемких производств, поэтому нашли широкое применение при формировании единого информационного пространства страны, мониторинга чрезвычайных ситуаций, координатно-временного обеспечения всех видов транспорта и других потребителей на всей территории страны [1–3].

Это потребовало соответствующего кадрового обеспечения для расширенного использования космической информации. В результате прак-

тически в каждом регионе страны были созданы элементы космической инфраструктуры, осуществлено внедрение новейших космических технологий в различных отраслях, в практику управления социально-экономическим развитием регионов [4].

Особенно это хорошо представлено в Красноярском крае, на территории которого размещается множество предприятий космической отрасли, в том числе федерального уровня: АО «Красмаш», АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва» (АО «ИСС»), множество академических институтов, привлекаемых к разработке космических технологий, образовательные учреждения по подготовке специалистов в космической отрасли: Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва (СибГУ) и Сибирский федеральный университет (СФУ).

Это положительно отразилось на развитии региона и отдельных его городов. Роль городов

✉ chebotarev@iss-reshetnev.ru

является ключевой в развитии регионов, так как в них концентрируются экономические, финансовые, административные и людские ресурсы.

Развитие любого города как муниципального образования (МО) может сильно различаться, это обусловлено исходным уровнем развития и особенностями каждого города, его производственной структурой, географическим положением, производственной специализацией. В ряде случаев формируются особые города с моноотраслевой структурой, когда одно или несколько предприятий одной отрасли (например, космической) определяют состояние экономики и социальной сферы всего города. Ведущая отрасль создает дополнительные рабочие места, вся остальная инфраструктура города ориентирована на деятельность и потребности основного производства и зависит от его социально-экономического состояния [5; 6].

К классу особых городов относятся:

- закрытые административно-территориальные образования (ЗАТО), решающие задачи военно-промышленного комплекса страны;
- академгородки, наукограды, решающие научно-технические проблемы развития государства;
- моногорода, решающие технические проблемы отдельной отрасли (МГ).

Для обеспечения устойчивого развития города необходимы стратегические ресурсы развития: физический капитал, «человеческий капитал», социальный капитал, финансовые и энергетические ресурсы [5; 6]. Устойчивое развитие региона во многом обусловлено устойчивым развитием городов, а также градообразующих предприятий особых городов. Поэтому исследования стратегических ресурсов городов и градообразующих предприятий в целях формирования долгосрочных программ их развития, увязанных с космической деятельностью, актуальны.

1. Параметрический анализ бюджетных ресурсов городов Красноярского края

Для повышения эффективности работы предприятий и обеспечения устойчивого развития города должна постоянно совершенствоваться инфраструктура города и его социальная структура. Реализация этих задач во многом обусловлена наличием стратегических ресурсов, в особенности бюджетных.

При формировании бюджетных ресурсов на реализацию социальных программ принимаются решения в условиях неопределенности по ожидаемым (прогнозируемым) параметрам доходов и расходов, значения которых могут быть оценены только после завершения программ [5]. Это приводит к необходимости учета при формировании бюджета результатов прогнозирования развития города, связанного с общим вектором развития

региона и страны в целом, а также проведением периодической корректировки программы в части бюджетных ресурсов в процессе ее реализации.

Для комплексного анализа ресурсного обеспечения программ развития города предлагается использовать совокупность показателей, обеспечивающих количественные и качественные оценки на заданном интервале времени [3; 7]:

1) абсолютные показатели:

- количество жителей, том числе работающих;

• годовой бюджет;

• географическое положение и статус города.

2) относительные показатели:

- среднегодовой доход в бюджете на 1 жителя, тыс. руб./чел.;

• среднегодовой доход (средняя месячная заработная плата), тыс. руб.;

• относительная численность трудового населения, %.

Параметрический анализ проведем в несколько этапов по городам Красноярского края с населением более 50 тыс. чел.

Этап 1. Определение среднегодового дохода в бюджете на 1 жителя городов Красноярского края различного статуса: ЗАТО, МГ, МО за последние три года: 2016, 2017 и 2018

Данные, полученные из электронных ресурсов [8–12], представлены в табл. 1. Результаты анализа этих данных следующие:

- количество жителей города и климатическая зона их размещения слабо связаны с уровнем бюджетных ресурсов, однако выявлено существенное влияние статуса города;

• в особых городах (ЗАТО, МГ) уровень бюджетных ресурсов существенно выше, однако их рост по годам незначителен, что эквивалентно их снижению из-за инфляции;

• в городах без особого статуса (МО) уровень бюджетных ресурсов ниже, однако их рост по годам превышает уровень инфляции.

Этап 2. Расширенный анализ бюджетных ресурсов особых городов Красноярского края.

Для комплексной оценки уровня бюджетных ресурсов особых городов предлагается расширить номенклатуру параметров, добавив среднегодовой доход (средняя месячная заработная плата за год) по городу и по базовому предприятию (БП) и относительную численность трудоспособного населения [8–12].

Результаты анализа данных за 2017 год, представленные в табл. 2., следующие:

- город Норильск имеет специфические особенности по населению (программа переселе-

ния пенсионеров) и заработной плате (северные надбавки), поэтому его показатели имеют существенные отличия от остальных городов;

- доля трудоспособного населения в крупных городах выше за счет наличия различного типа производств, в том числе и наукоемких, а также комфортных условий для жизни;

- наблюдается корреляция между относительным количеством трудоспособного населения и средней заработной платой по городу;

- среднегодовая з/п на БП, особенно в космической отрасли, выше, чем в городе, что способствует закреплению кадров и обеспечению роста их профессионального уровня.

Таблица 1

Параметры ресурсов городов Красноярского края

№	Название города (статус)	Количество жителей, тыс. чел.			Доходы на 1 жителя, тыс. руб./чел.		
	Финансовый год	2016	2017	2018	2016	2017	2018
1	Ачинск (МО)	105,4	105,9	106,3	21,1	22,6	24,1
2	Канск (МО)	91,9	90,2	94,2	26,1	20,8	22,1
3	Железногорск (ЗАО)	93,9	94,0	94,0	37,7	38,4	38,7
4	Зеленогорск (ЗАО)	63,0	62,3	63,9	34,8	38,5	38,5
5	Назарово (МГ)	50,6	50,3	52,7	36,3	39,3	39,4
6	Норильск (МГ)	177,4	178,0	180,2	37,5	37,5	42,5
7	Минусинск (МО)	71,4	71,5	71,5	24,4	25,0	26,3
8	Лесосибирск (МО)	59,8	59,6	64,6	21,8	22,8	24,8
9	Красноярск (МО)	1066,9	1082,9	1091,5	27,8	28,2	30,1

109

Таблица 2

Параметры ресурсов особых городов Красноярского края

Название города (статус)	Население, общее, тыс. чел.	Население трудоспособное, %	Среднегодовая заработная плата, тыс. руб.	
			город	БП
Железногорск, ЗАО	93,1	48,9	45,8	55,1*
Зеленогорск, ЗАО	63,0	35,7	34,9	40,0
Норильск, моногород	178,0	68,5	83,0	86,0
Назарово, моногород	50,3	20,9	31,1	41,0
Красноярск (МО)	1 090,8	55,8	39,6	43,4*

* – предприятие космической отрасли.

2. ЗАО Железногорск – центр наукоемких производств и инновационных технологий

В соответствии с комплексной программой развития ЗАО Железногорск до 2020 года определена его основная цель: повышение качества жизни населения ЗАО Железногорск, включая увеличение денежных доходов населения, а также формирование благоприятной социальной среды, обеспечивающей всестороннее развитие личности [7; 13].

В рамках этой программы представлены три блока задач:

1. Обеспечение благоприятных и безопасных условий жизнедеятельности населения путем развития инфраструктуры жизнедеятельности, создания условий для строительства доступного жилья и безопасного проживания, условий для сохранения и развития человеческого потенциала.

2. Развитие экономики ЗАО Железногорск, основанной на использовании имеющихся современных технологий, на трансферте инновационных технологий.

3. Совершенствование деятельности органов местного самоуправления.

Задачи 1 и 3 ориентированы на поддержку действий при выполнении основной задачи 2, ко-

торая направлена на создание центра наукоемких производств и инновационных технологий.

Основными предпосылками успешного решения поставленных перед городом задач являются:

- наличие крупных градообразующих предприятий, выпускающих конкурентоспособную продукцию и оказывающих услуги высокого качества, как одного из источников формирования местного бюджета;
- наличие на территории города уникальной научно-технической базы (в области ядерных и космических технологий);
- уникальность профессиональной культуры, ведущая роль специалистов высокого уровня в производственном процессе (в связи со спецификой основных производств).

3. Космические технологии – одна из базовых основ инновационного развития сибирского региона

Космическая деятельность АО «ИСС», как градообразующего предприятия, обеспечивает благоприятные возможности для развития ЗАТО Железнодорожск [7]:

- создание на территории ЗАТО Железнодорожск кластера инновационных технологий;
- возможность участия в федеральных и краевых целевых программах и получения поддержки вышестоящих бюджетов;
- увеличение доли продукции АО «ИСС» на отечественном и мировом рынках;
- создание одного из ключевых центров компетенций в космической отрасли в партнерстве с Роскосмосом и инновационным центром «Сколково»;
- реализация возможности «опираться» на госпрограммы и госзаказ.

Включенность АО «ИСС» в государственную программу вооружения, Федеральную космическую программу, Федеральную целевую программу «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012–2020 годы» обеспечивает компанию заказами на проведение опытно-конструкторских работ и серийное производство космических аппаратов до 2020 года с перспективой увеличения объема реализации продукции к 2030 году.

В настоящее время АО «ИСС» осуществляет как научную (около 60 % объема продукции и услуг), так и промышленную деятельность (порядка 40 %).

Стратегической целью программы инновационного развития компании является создание в составе интегрированной структуры АО «ИСС» комплексной инновационной системы, обеспечи-

вающей разработку совокупности «прорывных» технологий для радикального повышения показателей пользовательских свойств космических аппаратов новых поколений и доступности космических услуг, сохранения лидирующих позиций АО «ИСС» в космической отрасли России (в период до 2020), а также значительного расширения присутствия предприятия на мировом рынке автоматических космических аппаратов, систем и услуг (вхождение в первую десятку к 2030 году).

Развитие космического технологического направления кластера инновационных технологий предусматривает [4; 7]:

- содействие росту эффективности и технологической конкурентоспособности производств кластера, содействие оптимизации производственно-технологических цепочек;
 - сохранение и развитие кадрового потенциала;
 - значительное расширение и развитие исследовательского компонента кластера через содействие развитию кооперации предприятий кластера с вузами, а также в рамках технологических платформ и в партнерстве с институтами развития.
- В рамках реализации Федеральной целевой программы «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012–2020 годы» на АО «ИСС» запланировано и осуществлено:
- техническое перевооружение информационно-вычислительного комплекса системы ГЛОНАСС;
 - размещение командно-измерительных станций, телеметрических и фазометрических систем для создания Центрального командно-измерительного пункта КА и измерений;
 - реконструкция и переоснащение производственных корпусов для обеспечения изготовления современных образцов ракетно-космической техники («чистые помещения»);
 - реконструкция и техническое переоснащение производственно-технологической и экспериментальной базы АО «ИСС».

Решение поставленных задач обусловило необходимость реорганизации системы подготовки кадров для оборонно-промышленного комплекса России.

В настоящее время подготовка кадров для АО «ИСС» осуществляется с использованием принципов глубокой интеграции производства с образовательными и научными организациями, в том числе [14–17]:

- согласование учебных планов и программ;
- организация работ базовых кафедр на предприятии;
- создание в образовательных организациях специализированных учебных лабораторий;
- стажировка профессорско-преподавательского состава;

• проведение совместных научно-технических конференций.

В результате реализована система выстроенного сотрудничества с ведущими образовательными организациями высшего образования (СибГУ, СФУ, НГТУ, НГУ, ТГУ, ТУСУР, КАИ, МАИ, МГТУ, БГТУ «Военмех») и среднего профессионального образования (ТИПТИС, СМТТ, АК СибГУ, ККРИТ), находящихся в сибирском регионе и европейской части страны.

В АО «ИСС» разработана система привлечения, адаптации и закрепления молодых специалистов:

- ежегодный рост средней заработной платы, превышающий уровень инфляции;
- подъемные и компенсация переезда к месту работы;
- ежемесячные дифференцированные по годам дополнительные выплаты в течение первых трех лет работы;
- повышенная заработная плата молодым специалистам, имеющим диплом с отличием;
- ежемесячные надбавки к заработной плате молодым специалистам, имеющим семью, детей, в течение первых 3-х лет работы;
- программы решения жилищных вопросов.

Для всех сотрудников создаются условия для карьерного роста: обучение и повышение квалификации (охват более 40 % ежегодно), очные

аспирантуры, зачисление в кадровый резерв, что обеспечивает сохранение и развитие профессиональных компетенций своих сотрудников и опережающую целевую подготовку молодых специалистов.

Заключение

Проведенные исследования выявили следующее:

1. Уровень финансирования социальных программ особых городов Красноярского края выше среднего, что обеспечивает благоприятные возможности для их развития.

2. Развитие космического технологического направления кластера инновационных технологий, реализуемое АО «ИСС» путем модернизации производства и расширения кооперации предприятий кластера с вузами и предприятиями сибирского региона и страны в целом, создает базовую основу инновационного развития города и региона в целом.

3. Кадровая политика АО «ИСС», используя комфортные условия ЗАТО Железногорск, обеспечивает сохранение и развитие профессиональных компетенций своих сотрудников в области космических высокотехнологических и наукоемких производств, что способствует инновационному развитию отечественной космической отрасли.

Список литературы

- [1] Сорок космических лет / К. Г. Смирнов-Васильев [и др.]; Науч.-произв. объединение приклад. механики. Железногорск. 1979. 312 с.
- [2] Академик Михаил Федорович Решетнев / А. Г. Козлов [и др.]; Науч.-произв. объединение приклад. механики. Железногорск, 2006. 334 с.
- [3] Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие ; Сиб. гос. аэрокосм. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с., [24] с ил.
- [4] Интеграция в аэрокосмическом образовании региона : сб. материалов ; под общ. ред. И. В. Ковалева ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. – 240 с.
- [5] Коваленко П. С. Развитие городов. Киев : Наукова думка, 1980. 250 с.
- [6] Песоцкая Е. В. Модели социально-экономического развития малых и средних городов России. СПб., 1994. 160 с.
- [7] Комплексная программа социально-экономического развития муниципального образования ЗАТО Железногорск Красноярского края до 2020 года (паспорт). URL: <http://www.admk26.ru/UserFiles/smb/programma%20do%202020.doc> (дата обращения: 06.05.2019)
- [8] Бюджет ЗАТО Железногорск на 2015–2017 гг. URL: http://www.admk26.ru/_razdely_starogo_sajta_/otkrytyj_byudzheth_dlya_gorozhan/byudzheth_na_20152016_gg_ (дата обращения: 20.02.2019)
- [9] Сопоставительные параметры городов Красноярского края на 2017 год. URL: www.nazarovograd.ru/docs/budget/appendix/sravn2017/ (дата обращения: 06.05.2019)
- [10] Бюджет ЗАТО Зеленогорск на 2015–2017 гг. URL: <http://www.zeladmin.ru/gorozhanam/otkrytyj-byudzheth> (дата обращения: 06.05.2019)
- [11] Бюджет Красноярск на 2015–2017 гг. URL: <http://budget.admkrsk.ru/budget/Pages/default.aspx> (дата обращения: 06.05.2019)
- [12] Бюджет Ачинск на 2015–2017 гг. URL: http://www.gig26.ru/UserFiles/Arhive/2014/gig_103.pdf (дата обращения: 06.05.2019)
- [13] Кучин С. П., Просвирин А. А. Биография МО ЗАТО Железногорск (г. Красноярск – 26). Красноярск : Буква, 2006. – 160 с.

- [14] Кукушкин С. Г., Лукьяненко М. В., Чурляева Н. П. Интеграция вузов, научных учреждений и предприятий в сфере деятельности ОАО «ИСС» / Мат. Всеросс. науч.-метод. конф. «Повышение качества высшего проф. образования», Красноярск, СФУ, 2010, С. 71–78.
- [15] Кукушкин С. Г., Логинов Ю. Ю., Подвержных О. Е., Самохвалова С. М. Модель научно-образовательной интеграции при подготовке инновационно-ориентированных специалистов в СибГАУ / Сборник трудов V Международного форума «От науки к бизнесу», СПб., ЛИТМО, 2011.
- [16] Кукушкин С. Г., Арефина О. В., Самохвалов С. М. Многоуровневая система непрерывного профессионального образования высококвалифицированного персонала ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева» и её использование для обеспечения высокотехнологичных кластеров востребованными специалистами / Мат. Междунар. науч.-практ. конф. «Решетневские чтения», Красноярск, СибГАУ, 2014, С. 162–165.
- [17] Кукушкин С. Г. Стратегия партнерства ОАО «Информационные спутниковые системы им. академика М. Ф. Решетнева» с ведущими техническими университетами России / Мат. Междунар. науч.-метод. конф. «Современное образование: актуальные проблемы профессиональной подготовки и партнерства с работодателем», Томск, ТУСУР, 2014, С. 3–5.

SPACE TECHNOLOGIES – ONE OF THE BASIC BASES OF INNOVATIVE DEVELOPMENT OF THE SIBERIAN REGION

V. E. Chebotarev^{1, 2}, I. L. Sidorova²

¹JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

²Siberian Federal University, Krasnoyarsk, Russian Federation

The creation of rocket and space production has led to a powerful development of industrial potential in the field of high technologies. Space technology has a huge innovative potential for the development of high-tech and knowledge-intensive industries, which required appropriate staffing to solve these problems.

As a result, elements of the space infrastructure were created in almost every region of the country, the newest space technologies were introduced in various sectors, into the practice of managing the socio-economic development of the regions. This had a positive effect on the development of the region and its individual cities.

Using the cities of the Krasnoyarsk Region as an example, assessments of the level of budget financing of the city development program were made using the developed methodology. The role of special cities and city-forming enterprises of the space industry in ensuring the innovative development of the region, including ZATO Zheleznogorsk, is revealed. Research has been conducted on the development of the space technology direction of the cluster of innovative technologies implemented by the JSC «ISS» through the modernization of production and the expansion of cooperation between cluster enterprises and universities and enterprises of the Siberian region. The role of the personnel policy of JSC «ISS» is determined, ensuring the preservation and development of the professional competencies of its employees in the field of high-tech space industries, which contributes to the innovative development of the domestic space industry.

Keywords: space technologies, cluster, innovative technologies, personnel policy, city-forming enterprises.

References

- [1] *Sorok kosmicheskikh let* [Forty space years] / K. G. Smirnov-Vasiliev [et al.]; NPO PM, Zheleznogorsk, 1979, 312 p. (In Russian)
- [2] *Akademik Mihail Fedorovich Reshetnev* [Academician Mikhail Fedorovich Reshetnev] / A. G. Kozlov [et al.]; NPO PM, Zheleznogorsk, 2006, 334c. (In Russian)
- [3] Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* [Fundamentals of spacecraft design information support]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2011. 488 p. (In Russian)
- [4] *Integratsiya v aerokosmicheskoye obrazovaniye regiona* [Integration in the aerospace education of the region] / Proceedings. Krasnoyarsk, Sib. State Aerospace Univ., 240 p.
- [5] Kovalenko P. S. *Razvitiye gorodov* [Urban development]. Kiev, Naukova Dumka, 1980, 250 p.
- [6] Pesotskaya E. V. *Modeli social'no-ekonomicheskogo razvitiya mal'kh i srednih gorodov Rossii* [Models of social and economic development of small and medium-sized cities of Russia]. St. Petersburg, SPbGU, 1994, 160 p. (In Russian)

- [7] *Kompleksnaya programma social'no-ekonomicheskogo razvitiya municipal'nogo obrazovaniya ZATO Zheleznogorsk Krasnoyarskogo kraia do 2020 goda (pasport)* [Comprehensive program of socio-economic development of the municipality ZATO Zheleznogorsk of the Krasnoyarsk Territory until 2020 (passport)]. Available at: <http://www.admk26.ru/UserFiles/smb/programma%20do%202020.doc> (accessed: 06.05.2019)
- [8] *Byudzhety ZATO Zheleznogorsk na 2015–2017 gg.* [The budget of ZATO Zheleznogorsk for 2015–2017]. Available at: http://www.admk26.ru/_razdely_starogo_sajta_/otkrytyj_byudzhety_dlya_gorozhan/byudzhety_na_20152016_gg (accessed: 20.02.2019)
- [9] *Sopostavitel'nye parametry gorodov Krasnoyarskogo kraia na 2017 god* [Comparative parameters of the cities of the Krasnoyarsk Territory in 2017]. Available at: www.nazarovograd.ru/docs/budget/appendix/sravn2017/ (accessed: 06.05.2019)
- [10] *Byudzhety ZATO Zelenogorsk na 2015–2017 gg.* [The budget of Zelenogorsk Closed Public Territory for 2015–2017]. Available at: <http://www.zeladmin.ru/gorozhanam/otkrytyj-byudzhety> (accessed: 06.05.2019)
- [11] *Byudzhety Krasnoyarsk na 2015–2017 gg.* [Krasnoyarsk budget for 2015–2017]. Available at: <http://budget.admkrsk.ru/budget/Pages/default.aspx> (accessed: 06.05.2019)
- [12] *Byudzhety Achinsk na 2015–2017 gg.* [Achinsk budget for 2015–2017]. Available at: http://www.gig26.ru/UserFiles/Arhive/2014/gig_103.pdf (accessed: 06.05.2019)
- [13] Kuchin S. P., Prosvirin A. A. *Biografiya MO ZATO Zheleznogorsk (g. Krasnoyarsk – 26)* [Biography MO ZATO Zheleznogorsk (Krasnoyarsk - 26)]. Krasnoyarsk, Bukva, 2006, 160 p. (In Russian)
- [14] Kukushkin S. G., Lukyanenko M. V., Churlyayeva N. P. *Integratsiya vuzov, nauchnykh uchrezhdenij i predpriyatij v sfere deyatel'nosti OAO «ISS»* [Integration of universities, research institutions and enterprises in the field of activity of JSC «ISS»] / Mat. Vseross. nauch.-metod. konf. «Usoversheniye kachestva vysshego prof. obrazovaniya», Sibirskiy federal'nyy universitet, Krasnoyarsk, 2010, pp. 71–78. (In Russian)
- [15] Kukushkin S. G., Loginov Yu. Yu., Podverbnykh O. Ye., Samokhvalova S. M. *Model' nauchno-obrazovatel'noy integratsii pri podgotovke innovatsionno-orientirovannykh specialistov v SibGAU* [Model of Scientific and Educational Integration in the Preparation of Innovation-Oriented Specialists in SibSAU] / Proceedings of the V International Forum «From Science to Business», St. Petersburg, LITMO, 2011. (In Russian)
- [16] Kukushkin S. G., Arefina O. V., Samokhvalov S. M. *Mnogourovnevaya sistema nepreryvnogo professional'nogo obrazovaniya vysokokvalificirovannogo personala OAO «Informatsionnye sputnikovye sistemy» imeni akademika M.F. Reshetneva» i eyo ispol'zovanie dlya obespecheniya vysokotekhnologichnykh klasterov vostrebovannymi specialistami* [A multi-level system of continuing professional education for highly qualified personnel of OAO «Information Satellite Systems named after Academician M. F. Reshetnev» and its use to provide high-tech clusters with demanded specialists] / Mat. Mezhdunar. nauch.-prakt. konf. «Reshetnevskie chteniya», Krasnoyarsk, SibSAU, 2014, pp. 162–165. (In Russian)
- [17] Kukushkin S. G. *Strategiya partnerstva OAO «Informatsionnye sputnikovye sistemy im. akademika M.F. Reshetneva» s vedushchimi tekhnicheskimi universitetami Rossii* [Partnership Strategy of OAO «Information Satellite Systems named after Academician M.F. Reshetnev» with leading technical universities of Russia] / Mat. Mezhdunar. nauch.-metod. konf. «Sovremennoye obrazovanie: aktual'nye problemy professional'noy podgotovki i partnerstva s rabotodatelem», Tomsk, TUSUR, 2014, pp. 3–5.

Сведения об авторах

Белов Олег Александрович – начальник отдела разработки антенных систем АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Область научных интересов: антенны космических аппаратов из композитных материалов.

Бердникова Наталья Андреевна – кандидат технических наук, инженер-конструктор 1 категории АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Окончила Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева. Область научных интересов: антенны космических аппаратов из композитных материалов.

Зверев Петр Юрьевич – начальник военной кафедры Военно-инженерного института Сибирского федерального университета.

Ковалёв Роман Борисович – инженер АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва».

Ковель Анатолий Архипович – доктор технических наук, профессор межинститутской базовой кафедры «Прикладная физика и космические технологии» Сибирского федерального университета, профессор Сибирской пожарно-спасательной академии ГПС МЧС России. Окончил Киевский политехнический институт в 1958 году. Область научных интересов: разработка и экспериментальная отработка радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов, статистические методы экспериментальной отработки.

Лопатин Александр Витальевич – доктор физико-математических наук, профессор, заведующий кафедрой «Компьютерное моделирование» Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва, научный сотрудник Института вычислительных технологий СО РАН. Область научных интересов: анизотридные конструкции космического назначения, механика композитных материалов.

Овчинников Михаил Юрьевич – доктор физико-математических наук, профессор, заведующий отделом «Динамика космических систем» Института прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН. Окончил Московский физико-технический институт в 1977 году. Область научных интересов: теоретическая механика, динамика космического полета, прикладная небесная механика и баллистика, групповые полеты, системы ориентации для малых спутников.

Ратушняк Василий Николаевич – кандидат технических наук, доцент, доцент Военно-инженерного института Сибирского федерального университета.

Ролдугин Дмитрий Сергеевич – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник отдела «Динамика космических систем» Института прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН. Окончил Московский физико-технический институт в 2010 году. Область научных интересов: динамика космического полета, системы ориентации для малых спутников, магнитные системы ориентации.

Сайбель Алексей Геннадиевич – доктор технических наук, доцент, главный научный сотрудник АО «Российский институт радионавигации и времени». Окончил Военно-космическую академию имени А. Ф. Можайского в 1985 году. Область научных интересов: радиофизика, координатометрия.

Сидорова Ирина Леонидовна – магистрант Межинститутской базовой кафедры «Прикладная физика и космические технологии» Сибирского федерального университета. Область интересов: космические технологии, социальные проблемы и развитие закрытых городов в сфере образования.

Уткин Михаил Николаевич – начальник лаборатории бортовых навигационных комплексов АО «Российский институт радионавигации и времени». Окончил Санкт-Петербургский государственный политехнический университет в 2009 году. Область научных интересов: космическая техника, прецизионная синхронизация шкал времени.

Чеботарев Виктор Евдокимович – доктор технических наук, профессор, ведущий инженер-конструктор АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Окончил Харьковский государственный университет в 1963 году. Область научных интересов: астрономия, космонавтика, проектирование космических систем и космических аппаратов, системотехника и системная инженерия.

Требования к оформлению статей для опубликования в журнале «Космические аппараты и технологии»

Редакция принимает в журнал статьи, соответствующие следующим темам:

- ◀ ракетно-космическая техника
- ◀ новые материалы и технологии в космической технике
- ◀ космическое приборостроение
- ◀ космические услуги
- ◀ инновации и экономика космической отрасли

Статья должна быть подготовлена в формате «Документ Word 97–2003» и направлена на электронную почту редакции isercit@gmail.com.

Вместе со статьей необходимо предоставить акт экспертного заключения с печатью и заключение комиссии экспортного контроля (КЭК) о возможности опубликования или, в случае отсутствия КЭК в организации, письмо за подписью руководителя организации с печатью, что данные сведения не подлежат экспортному контролю.

После принятия материалов автору будет выслан лицензионный договор и акт на право использования редакцией научной статьи при размещении в журнале и электронных базах данных.

Подписанный автором лицензионный договор и акт, а также оригиналы акта экспертного заключения и заключение КЭК должны быть высланы почтой на адрес редакции: 662972, а/я 57, Красноярский край, ЗАТО г. Железногорск. Ассоциация «ТП «НИСС».

При подготовке статьи авторы должны следовать этическим принципам, принятым в научном сообществе и редакцией журнала.

Авторы должны руководствоваться приведенными ниже правилами. Статьи, оформленные без соблюдения этих правил, могут быть возвращены авторам на доработку.

Требования к составу и расположению элементов оформления научной статьи:

- ◀ Индекс УДК располагают отдельной строкой слева.
- ◀ На следующей строке размещается заголовок, который центрируют и набирают строчными буквами (как в предложении, начиная с прописной). Шрифт Times New Roman, 14 кегль, начертание – полужирное. Перенос слов в заголовке недопустим.
- ◀ Под заголовком по центру указываются фамилия и инициалы автора(ов). Шрифт Times New Roman, 14 кегль, по центру, полуторный интервал.
- ◀ Под ФИО автора(ов) по центру указываются: полное название учреждения (место работы), в котором выполнена работа (в именительном падеже), затем город (населенный пункт), область (край), страна. Шрифт Times New Roman, 14 кегль, по центру, полуторный интервал.
- ◀ Аннотация к статье. Объем аннотации: 150–200 слов (равнение на английский вариант аннотации).
- ◀ Ключевые слова (4–7 слов или словосочетаний).
- ◀ Пристатейный библиографический список, оформленный в соответствии с ГОСТ Р 7.05-2008. Рекомендуется использование не менее 15 (минимум 10) источников не старше 15 лет.
- ◀ Следом необходимо привести заголовок, ФИО автора(ов), организацию, аннотацию, ключевые слова и библиографический список на английском языке.
- ◀ В конце документа необходимо привести сведения о каждом авторе (должность и место работы, научные степень и звание, что и когда окончил, область научных интересов, e-mail).

Требования к представляемому тексту, иллюстрациям и приставному библиографическому списку:

- ◀ Объем статьи, включая иллюстрации и список литературы, 8–20 страниц формата А4 (210 x 297 мм).
- ◀ Поля – 2,5 см.
- ◀ Шрифт Times New Roman, 14 кегль, полуторный интервал, красная строка 1,27 см.
- ◀ Заголовок и аннотация статьи не должны содержать нерасшифрованных сокращений (аббревиатур) и ссылок на литературу. Объем аннотации: 150–200 слов.
- ◀ При использовании в тексте сокращённых названий необходимо давать их расшифровку, следует ограничиваться общепринятыми сокращениями и избегать новых без достаточных на то оснований.
- ◀ Для использования переносов в словах необходимо пользоваться командой «автоматическая расстановка переносов». Для форматирования текста не использовать пробелы (нигде в тексте не должно быть рядом стоящих двух пробелов).
- ◀ Для набора сложных математических формул и выражений используется MathType, дробные выражения в формулах рекомендуется по возможности заменять выражениями с отрицательными степенями либо использовать косую черту. Размер шрифта в формулах установить по умолчанию (12).
- ◀ Допускаются рисунки и таблицы без заголовков, подписей и слов «Таблица» и «Рис.» в случае одной таблицы/рисунка. Если имеется несколько рисунков или таблиц, используются слова «Таблица» или «Рис.» с указанием номера таблицы или рисунка. Не рекомендуется загромождать рисунок ненужными деталями: надписи должны быть вынесены в подпись к рисунку, а на рисунке заменены цифрами или буквами. Желательно не перегружать текст графическим материалом. Размер шрифта в таблицах 12 кегль. Межстрочный интервал – одинарный. Схемы, рисунки и другие графические элементы должны быть представлены дополнительно отдельным файлом в графическом формате.
- ◀ В тексте ссылки на цитируемую литературу даются в квадратных скобках в конце предложения перед точкой (например: [1], [1, 2] или [1–3] и т.д.). Библиографический список следует оформлять в порядке ссылок на неё по тексту, в списке должны быть только те источники, на которые есть ссылки в тексте. Ссылки на неопубликованные работы не допускаются. Для книг: фамилия и инициалы автора, полное название книги, место издания, издательство, год, том или выпуск, общее количество страниц. Для периодических изданий: фамилия и инициалы автора, название статьи, название журнала, год издания, том, номер, первая и последняя страницы статьи. Литература нумеруется арабскими цифрами без использования автоматической нумерации.

Региональные проблемы дистанционного зондирования Земли

Приглашаем Вас принять участие в VI Международной научной конференции «Региональные проблемы дистанционного зондирования Земли» (РПДЗЗ-2019), которая будет проходить с 10 по 13 сентября 2019 года в г. Красноярск, Россия.

Во время проведения конференции планируется работа трёх секций:

1. Современные и перспективные системы регионального дистанционного зондирования.
2. Модели и методы обработки данных дистанционного зондирования.
3. Мониторинг окружающей среды, природных и антропогенных объектов и явлений.

Цель конференции
обсуждение проблематики
построения и развития
региональных систем
дистанционного зондирования
Земли из космоса
и их роли в решении
социально-экономических задач
регионов.

Задачи конференции
обмен опытом применения
дистанционного зондирования
Земли в решении задач
регионального
и муниципального управления,
природопользования и охраны
окружающей среды.

Конференция проводится ежегодно с 2013 года. В ней принимают участие зарубежные участники, ведущие ученые и специалисты из организаций Российской Федерации, а также студенты и молодые ученые.

В рамках конференций организована школа молодых ученых и конкурс работ молодых ученых.



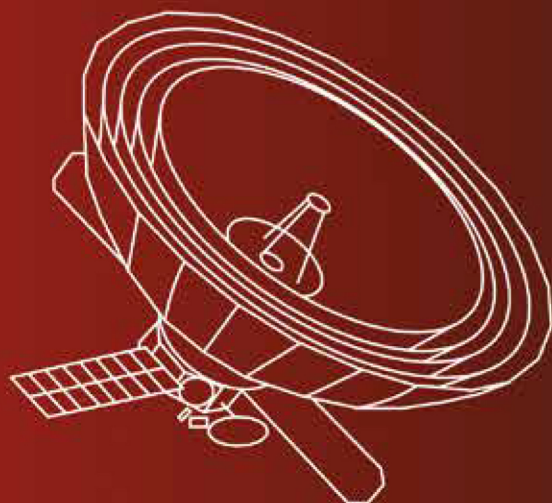
Под подробную информацию можно узнать
на сайте конференции rprs.sfu-kras.ru



АО «Информационные спутниковые системы»
имени академика М.Ф. Решетнёва»



Космический аппарат
низкоорбитальной системы связи



Космическая обсерватория
«Миллиметр»

лет

**на земле
и в космосе**