

И2
Т0
Н2
Т2



СБОРНИК ТРУДОВ

**VIII Международной конференции
и молодежной школы «Информационные
технологии и нанотехнологии»**



**23-27 МАЯ
САМАРА, РОССИЯ**

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

ИНСТИТУТ СИСТЕМ ОБРАБОТКИ ИЗОБРАЖЕНИЙ РАН –
ФИЛИАЛ ФНИЦ "КРИСТАЛЛОГРАФИЯ И ФОТОНИКА" РАН

ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ И НАНОТЕХНОЛОГИИ (ИТНТ-2022)

Том 2. Информационные технологии дистанционного зондирования Земли

*Сборник трудов по материалам
VIII Международной конференции и молодежной школы
(г. Самара, 23-27 мая)*

Одобрено редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева»

© Самарский университет, 2022

ISBN 978-5-7883-1788-5

ISBN 978-5-7883-1790-8 (т. 2)

САМАРА
Издательство Самарского университета
2022

УДК 004.9

ББК 32.973

И741

И741 Информационные технологии и нанотехнологии (ИТНТ-2022): сборник трудов по материалам VIII Международной конференции и молодежной школы (г. Самара, 23-27 мая): в 5 томах / Министерство науки и высшего образования Российской Федерации, Самарский университет, Институт систем обработки изображений РАН – филиал ФНИЦ "Кристаллография и фотоника" РАН. – Самара: Издательство Самарского университета, 2022. – **Том 2: Информационные технологии дистанционного зондирования Земли** / под ред. И. С. Ткаченко. – 1 CD-ROM (4,7 Мб). – Загл. с титул. экрана. – Текст. Изображение: электронный.

ISBN 978-5-7883-1790-8 (т. 2)

ISBN 978-5-7883-1788-5

Тематика Конференции ИТНТ-2022 охватывает широкий круг областей применения информационных технологий в науке и высокотехнологичных отраслях промышленности. Одним из приоритетных направлений работы Конференции является образовательный аспект, заключающийся в предоставлении студентам и молодым ученым возможности ознакомиться с новейшими научными достижениями по тематике Конференции, а также с уникальным научным оборудованием и лабораторной базой Самарского университета, используемой для реализации современных научных проектов.

УДК 004.9

ББК 32.973

Минимальные системные требования:

PC, процессор Pentium, 160 МГц; оперативная память 32 Мб;
на винчестере 16 Мб; Microsoft Windows XP/Vista/7;
разрешение экрана 1024x768 с глубиной цвета 16 бит;
DVD-ROM2-х и выше, мышь; Adobe Acrobat Reader.

Редактор тома И.С. Ткаченко

Выпускающий редактор Д.В. Кудряшов

Подписано для тиражирования 13.07.2022.

Объем издания 4,7 Мб.

Количество носителей 1 диск.

Тираж 11 дисков.

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

443086, САМАРА, МОСКОВСКОЕ ШОССЕ, 34.

Издательство Самарского университета.
443086, Самара, Московское шоссе, 34.

Оглавление

Предисловие	6-9
1. Совершенствование стандарта частоты на атомах цезия, используемых в космических аппаратах дистанционного зондирования Земли К.Г. Аринушкина, А.П. Валов, Е. Исупова	020302
2. Мониторинг чрезвычайных ситуаций на водных объектах с помощью дистанционного зондирования Земли Д.А. Рыжова, В.В. Давыдов	021032
3. Радиолокационная система поиска и обнаружения объектов в лесной местности, на базе БПЛА А.В. Борисенков, О.В. Горячкин, Н.А. Гусев, А.С. Лифанов	021152
4. Управление движением космического аппарата наблюдения с электроракетной двигательной установкой в гравитационном поле с нерегулярной структурой О.Л. Старинова, Д. Чень, Е.А. Сергаева, Р. М. Хабибуллин, И.В. Черныкина	022172
5. Сравнение методов комплексирования данных при нейросетевом решении обратной задачи разведочной геофизики И.В. Исаев, И.Е. Оборнев, Е.А. Оборнев, Е.А. Родионов, М.И. Шимелевич, С.А. Доленко	022282
6. Расширение возможностей оптико-электронных комплексов для дистанционного зондирования Земли Е.Н. Сечак, А.В. Демин	022342
7. Методы расчета плоских магнитных катушек для систем ориентации малых космических аппаратов А.А. Кумарин, А.Н. Соборницкая, И.А. Кудрявцев	022512
8. Влияние обработки на морфологию поверхности алмазных пластин для производства изделий оптоэлектроники К. Курасова, Л. А. Кукушкина, А. В. Соломникова, В. И. Зубков	022562
9. Method for the design of a multi-satellite space system for global continuous monitoring of the Earth M. Ivanushkin, I. Tkachenko, A. Krestina	022662
10. Моделирование движения наноспутника с двойным вращением с упругой продольной осью А.В. Дорошин, А.В. Ерёмченко	022882
11. Стенд проверки цифровых устройств, выполняющих обработку на ПЛИС В.А. Иванникова, В.В. Давыдов, П.Н. Горицков	022902
12. Многофункциональный комплекс экологического мониторинга с оптическим каналом связи Д.И. Исаенко, В.В. Давыдов, С.А. Родин, Б.К. Резников	022932
13. Высокоточная двухступенчатая система контроля положения зеркальных элементов космической обсерватории «Миллиметр» П.С. Завьялов, С.Н. Макаров, М.Ф. Ступак, А.Г. Верхогляд, А.Г. Елесин, М.А. Завьялова, М.С. Кравченко, Д.С. Скоков, Е.В. Власов, А.В. Ермоленко	023002
14. Design analysis of the aerodynamic deorbiting system for Earth remote sensing small spacecraft A. Krestina, I. Tkachenko, M. Ivanushkin	023072
15. Критерии оценки качества дистанционного зондирования Земли группой БПЛА М.Ф. Степанов, А.М. Степанов, О.М. Степанова	023082
16. Восстановление временных серий ежедневных значений дистанционных характеристик растительного покрова на основе LOWESS по данным различных спутниковых систем Д.Е. Плотников, П.А. Колбудаев, А.М. Матвеев, Е.А. Лупян, А.А. Прошин	023152

17. Проектирование системы обеспечения теплового режима малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли
И.В. Кауров 023362
18. Принцип автономной навигации беспилотного летательного аппарата на основе данных дистанционного зондирования Земли
М.А. Ковалев, В.А. Зеленский, Д.Н. Овакимян, Т.В. Старостина 023712
19. Investigating the temperature field of large elastic elements of a small spacecraft for the Earth remote sensing to assess the effect of a temperature shock on its rotational motion
A. Sedelnikov, D. Orlov, V. Serdakova, A. Nikolaeva, E. Khnyryova 024002

ПРЕДИСЛОВИЕ

Конференция ИТНТ-2022 проводится с целью предоставления возможности научных дискуссий и обсуждения результатов фундаментальных и прикладных исследований в области информационных технологий и нанотехнологий, привлечения молодежи в сферу передовых научных исследований, обмена опытом научно-образовательной деятельности при подготовке ИТНТ-специалистов.

Тематика Конференции ИТНТ-2022 охватывает широкий круг областей применения информационных технологий в науке и высокотехнологичных отраслях промышленности.

Основными направлениями работы Конференции ИТНТ-2022 являются:

Компьютерная оптика и нанофотоника

- дифракционная оптика;
- планарные оптические структуры;
- гиперспектральные системы;
- нанофотоника;
- системы оптической сенсорики, передачи и обработки информации;
- сингулярная оптика.

Информационные технологии дистанционного зондирования Земли

- информационные технологии в проектировании космических аппаратов дистанционного зондирования Земли и полезных нагрузок для них;
- программные и математические решения для управления движением космических аппаратов наблюдения;
- программные и аппаратные средства для получения, обработки и анализа данных, получаемых с космических аппаратов дистанционного зондирования Земли;
- математическое моделирование процессов функционирования космических аппаратов дистанционного зондирования Земли;
- современные проектные решения для создания космических аппаратов мониторинга Земли и околоземного пространства и их группировок, в том числе на базе аппаратов типа CubeSat;
- системы дистанционного зондирования Земли на основе БПЛА.

Распознавание, обработка и анализ изображений

- математические методы цифровой обработки изображений и распознавания образов
- трёхмерное зрение
- биометрические системы на основе изображений
- геоинформационные системы и технологии
- защита и верификация мультимедиа

Искусственный интеллект

- новые подходы, тренды и фундаментальные результаты в сфере искусственного интеллекта и его приложениях к распознаванию образов и анализу изображений, обработке текстов, речевой информации;
- нейросетевые методы и глубокое обучение;
- прикладные технологии искусственного интеллекта в обработке изображений, беспилотном транспорте, производственных и сельскохозяйственных приложениях, медицинских приложениях, экологии, мониторинге окружающей среды и других;
- программные технологии для решения задач искусственного интеллекта – фреймворки, библиотеки, открытые инициативы и сообщества;
- мультидисциплинарные аспекты искусственного интеллекта и машинного обучения.

Науки о данных

- Компьютерные науки:
 - инженерия данных;
 - визуализация данных;
 - математические методы анализа данных;
 - программные платформы и библиотеки для работы с данными;
 - аппаратные средства хранения и обработки данных;
 - высокопроизводительные, параллельные и облачные вычисления, технологии обработки больших данных;
 - базы данных, инструменты и языки для работы с базами данных.
- Прикладные задачи интеллектуального анализа данных:
 - решение актуальных прикладных задач.

Одним из приоритетных направлений работы Конференции ИТНТ-2022 является образовательный аспект, заключающийся в предоставлении студентам и молодым ученым возможности ознакомиться с новейшими научными

достижениями по [тематике](#) Конференции, а также с уникальным научным оборудованием и лабораторной базой [Самарского университета](#), используемой для реализации современных научных проектов.

В рамках Конференции проводится Молодежная школа, где молодые ученые и студенты получают возможность повысить свой профессиональный уровень и [опубликовать](#) свои научные результаты.

В данный сборник трудов вошли материалы по 5 основным направлениям Конференции:

Том 1. Компьютерная оптика и нанофотоника (под редакцией к.ф.-м.н. Е.С. Козловой)

Том 2. Информационные технологии дистанционного зондирования Земли (под редакцией к.т.н. И.С. Ткаченко)

Том 3. Распознавание, обработка и анализ изображений (под редакцией д.ф.-м.н. В.В. Мясникова)

Том 4. Искусственный интеллект (под редакцией д.т.н. А.В. Никонорова)

Том 5. Науки о данных (под редакцией д.т.н. А.В. Куприянова).

Выпускающий редактор томов 1-5: Д.В. Кудряшов.

Официальный сайт Конференции ИТНТ-2022: <http://itnt-conf.org/>

ОРГАНИЗАТОРЫ

- Институт систем обработки изображений РАН (ИСОИ РАН) – филиал ФНИЦ «Кристаллография и фотоника» РАН, г. Самара, Россия;
- Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева (Самарский университет), г. Самара, Россия.

Организационный комитет

Председатель

Богатырёв В.Д. – д.э.н., профессор, ректор Самарского национального исследовательского университета, г. Самара, Россия

Заместители председателя

Казанский Н.Л. – д.ф.-м.н., профессор, ИСОИ РАН, г. Самара, Россия;

Сергеев В.В. – д.т.н., профессор, Самарский университет, г. Самара, Россия;

Куприянов А.В. – д.т.н., профессор, Самарский университет, г. Самара, Россия.

Ответственный секретарь

Хабибуллин Р.М. – к.т.н., Самарский университет, г. Самара, Россия.

Члены Организационного комитета

Бланк В.А. – к.ф.-м.н., Самарский университет, г. Самара, Россия;

Бояркин Ю.Н. – ИСОИ РАН, г. Самара, Россия;

Востокин С.В. – д.т.н., Самарский университет, г. Самара, Россия;

Гашников М.В. – к.т.н., Самарский университет, г. Самара, Россия;

Гошин Е.В. – к.т.н., Самарский университет, г. Самара, Россия;

Жердев Д.А. – к.т.н., ИСОИ РАН, г. Самара, Россия;

Кадомина Е.А. – Самарский университет, г. Самара, Россия;

Кириш Д.В. – к.т.н., Самарский университет, г. Самара, Россия;

Котов А.П. – к.т.н., ИСОИ РАН, г. Самара, Россия;

Кузнецов А.В. – к.т.н., Самарский университет, г. Самара, Россия;

Куприянов Д.Д. – Самарский университет, г. Самара, Россия;

Максимов А.И. – Самарский университет, г. Самара, Россия;

Мисиевич С.К. – Самарский университет, г. Самара, Россия;

Паренский Н.А. – Самарский университет, г. Самара, Россия;

Подлипов В.В. – ИСОИ РАН, г. Самара, Россия;

Попов С.Б. – д.т.н., проф., Самарский университет, г. Самара, Россия;

Пресняков К.Г. – Департамент информационных технологий и связи Самарской области, г. Самара, Россия;

Рыцарев И.А. – Самарский университет, г. Самара, Россия;

Савельева А.А. – Самарский университет, г. Самара, Россия;

Скиданова Е.Б. – Самарский университет, г. Самара, Россия;

Смагин С.В. – ИСОИ РАН, г. Самара, Россия;

Стафеев С.С. – к.ф.-м.н., ИСОИ РАН, г. Самара, Россия;

Тиц С.Н. – к.т.н., Самарский университет, г. Самара, Россия;

Ткаченко И.С. – к.т.н., доцент, Самарский университет, г. Самара, Россия;

Хнырева Е.С. – Самарский университет, г. Самара, Россия;

Фомченков С.А. – Самарский университет, г. Самара, Россия;

Якуненкова Д.М. – ИСОИ РАН, г. Самара, Россия.

Программный комитет

Председатель

Сойфер В.А. – академик РАН, д.т.н., профессор, президент Самарского университета, Самара, Россия.

Заместитель председателя

Казанский Н.Л. – д.ф.-м.н., профессор, ИСОИ РАН, г. Самара, Россия.

Члены Программного комитета

Korotkova O. – Prof., University of Miami, Coral Gables, USA;
Niemann H. – Prof., Friedrich-Alexander-Universität Erlangen-Nürnberg, Erlangen, Germany;
O’Faolain L. – Prof., Tyndall National Institute, Cork, Ireland;
Sazhin S.- Prof., University of Brighton, Brighton, United Kingdom;
Sobolewski M. – Prof., Polish-Japanese Institute of IT, Warsaw, Poland;
Калачёв Л.В. – профессор, Университет Монтаны, г. Миссула, США;
Коробейников А. – профессор, Педагогический университет Шеньси, г. Сиань, Китай;
Бычков И.В. – академик РАН, д.т.н., профессор, Институт динамики систем и теории управления имени В.М. Матросова Сибирского отделения РАН, г. Иркутск, Россия;
Воеводин В.В. – член-корреспондент РАН, д.ф.-м.н., профессор, Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова., г. Москва, Россия;
Головашкин Д.Л. – д.ф.-м.н., профессор, ИСОИ РАН, г. Самара, Россия;
Гуляев Ю.В. – академик РАН, д.ф.-м.н., профессор, Институт радиотехники и электроники им. В.А. Котельникова РАН, г. Москва, Россия;
Желтов С.Ю. – академик РАН, д.т.н., профессор, ГосНИИ авиационных систем, г. Москва, Россия;
Журавлев Ю.И. – академик РАН, д.ф.-м.н., профессор, Вычислительный центр им. А.А. Дородницына РАН, г. Москва, Россия;
Калошин В.А. – д.ф.-м.н., профессор, Институт радиотехники и электроники им. В.А. Котельникова РАН, г. Москва, Россия;
Козлова Е.С. – к.ф.-м.н., ИСОИ РАН, г. Самара, Россия.
Конов В.И. – академик РАН, д.ф.-м.н., профессор, Институт общей физики им. А.М. Прохорова РАН, г. Москва, Россия;
Котляр В.В. – д.ф.-м.н., профессор, ИСОИ РАН, г. Самара, Россия;
Кульчин Ю.Н. – академик РАН, д.ф.-м.н., профессор, Институт автоматизации и процессов управления Дальневосточного отделения РАН, г. Владивосток, Россия;
Куприянов А.В. – д.т.н., профессор, Самарский университет, г. Самара, Россия;
Лабунец В.Г. – д.т.н., профессор, Уральский государственный лесотехнический университет, г. Екатеринбург, Россия;
Мясников В.В. – д.ф.-м.н., профессор, Самарский университет, г. Самара, Россия;
Никитов С.А. – член-корреспондент РАН, д.ф.-м.н., профессор, Институт радиотехники и электроники им. В.А. Котельникова РАН, г. Москва, Россия;
Никоноров А.В. - д.т.н., ИСОИ РАН, г. Самара, Россия;
Новиков Д.А. – чл.-корр. РАН, д.т.н., профессор, Института проблем управления РАН, г. Москва, Россия;
Потатуркин О.И. – д.т.н., профессор, Институт автоматизации и электрометрии Сибирского отделения Российской академии наук, г. Новосибирск, Россия;
Ткаченко И.С. – к.т.н., доцент, Самарский университет, г. Самара, Россия;
Хонина С.Н. – д.ф.-м.н., профессор, ИСОИ РАН, г. Самара, Россия;
Чочиа П.А. – д.т.н., Институт проблем передачи информации им. А.А. Харкевича РАН, г. Москва, Россия.

Совершенствование стандарта частоты на атомах цезия, используемых в космических аппаратах дистанционного зондирования Земли

К.Г. Аринушкина
Санкт-Петербургский
Политехнический университет
Петра Великого
Санкт-Петербург, Россия
k-arinushkina@mail.ru

А.П. Валов
Санкт-Петербургский
государственный университет
телекоммуникаций им. проф. М. А.
Бонч-Бруевича
Санкт-Петербург, Россия
tony.valov2015@yandex.ru

Е. Исупова
Санкт-Петербургский
Политехнический университет
Петра Великого
Санкт-Петербург, Россия
isupova.e24@mail.ru

Аннотация—Обоснована необходимость постоянной модернизации квантовых стандартов частоты (КСЧ) – атомных часов, которые используются в спутниковых навигационных и телекоммуникационных системах для решения новых задач по скорости передачи больших объемов информации и т.д. Отмечено, что среди всех атомных часов, цезиевые КСЧ занимают особое место. Эти стандарты являются первичным эталоном частоты, на основе которого основана международная шкала времени. Основной целью всех модернизаций КСЧ является улучшение метрологических характеристик. В случае применения его на подвижных объектах, также важными характеристиками становятся его габариты, вес и энергопотребление. В статье представлен один из вариантов снижения влияния негативных факторов на стабильность работы КСЧ. Рассмотрена задача модернизации цезиевого стандарта частоты посредством включения в него устройства контроля и стабилизации температурного режима его функционирования.

Ключевые слова— шкала времени, стабилизация, автоматическая подстройка частоты, стабилизатор частоты, цезиевый стандарт частоты, операционный усилитель, космические аппараты дистанционного зондирования, атомно-лучевая трубка.

1. ВВЕДЕНИЕ

Современные системы аэрокосмического мониторинга обеспечивают систематическое наблюдение за состоянием окружающей среды и создают основу для выработки управленческих решений в различных областях деятельности. В полете космический аппарат осуществляет прием информации от навигационных спутников «ГЛОНАСС», «GPS», и взаимодействует с наземным комплексом управления и приема, обработки и распространения информации.

Вклад методов точных измерений частоты и времени в развитие мировой науки, технологий и экономики огромен. В качестве примеров можно привести глобальные коммуникационные сети, спутниковые навигационные системы, слаженная работа которых невозможна без стабильных источников известной частоты. Стандарты частоты используются в системах ГЛОНАСС и GPS в качестве синхронизирующих генераторов. В каждой области существуют свои требования к точности нахождения местоположения. Например, при кадастровых работах необходимо, чтобы ошибка была не более 10 сантиметров. Напротив, в дорожной навигации, точности 5 метров зачастую бывает

достаточно [1]. Создание кварцевых и радиоуправляемых часов, корабельной, воздушной и автомобильной спутниковой навигации, высокоскоростных телекоммуникационных линий было бы невозможным без сопутствующего развития технологии создания осцилляторов, стандартов частоты и методов синхронизации. Оборудование, используемое в этих сферах деятельности, имеет различные требования к точности и стабильности частоты задающих генераторов. Выполнение этих требований в спутниковых системах навигации имеет ряд дополнительных трудностей, связанных как с особенностями среды функционирования, так и с автономностью самого объекта [2].

Стандарты частоты являются одними из основных устройств, обеспечивающих формирование и воспроизведение единиц измерения времени и частоты – секунда и герц (Гц).

На XIII Генеральной конференции по мерам и весам было принято, что секунда – время, равное 9 192 631 770 периодам электромагнитного излучения, возникающего при переходе между двумя сверхтонкими уровнями основного состояния атома цезия-133 при температуре 0 К.

Одним из главных факторов, влияющих на точность геолокации, являются системные погрешности, вносимые аппаратурой космического комплекса. Погрешности, связанные с функционированием бортовой аппаратуры спутника и наземного комплекса управления ГНСС обусловлены в основном несовершенством частотно-временного и эфемеридного обеспечения [3].

2. СИСТЕМА АУТОПОДСТРОЙКИ ЧАСТОТЫ

Погрешность измерения задержек между синхросигналами космических аппаратов (КА) в точке приёма, от которой зависит и точность вычисления координат объекта, определяется погрешностью формирования шкал времени и стабильностью частот опорных генераторов (ОГ). Анализ требований к точностным характеристикам бортового синхронизирующего устройства показывает, что их выполнение возможно только при использовании в качестве опорных генераторов квантовых стандартов частоты, работающих в непрерывном режиме в течение всего срока эксплуатации КА.

Наивысшая стабильность частоты достигается в квантовых стандартах частоты, которые работают на основе явления избирательного (резонансного) поглощения и излучения энергии электромагнитного поля квантовыми системами (атомами, молекулами, ионами). В зависимости от используемых квантовых объектов КСЧ именуется атомными или молекулярными [4]. Наряду с КСЧ находят применение и кварцевые стандарты, частота колебаний которых определяется собственной частотой кварцевого резонатора. Стандарт частоты на атомах цезия Cs^{133} является основным стандартом частоты, поскольку государственный первичный эталон единиц времени, частоты и национальной шкалы времени работает на основе высокочастотного энергетического перехода в атоме Cs^{133} [5].

Для улучшения характеристик стандарта частоты необходимо уменьшить влияние ряда дестабилизирующих факторов, прежде всего, уменьшить нестабильность магнитного поля в области взаимодействия атомов и электромагнитного поля (долговременный дрейф источника тока, его температурная зависимость, влияние внешнего магнитного поля). Эта задача может решаться не только при создании новых типов стандартов частоты, но и при модернизации существующих. При этом, одновременно может быть достигнуто уменьшение веса и габаритов, снижение энергопотребления, улучшение их метрологических характеристик.

От температуры окружающей среды зависит напряжение, подаваемое на устройство управления в схеме автоматической подстройки частоты (рисунок 1), и, следовательно, напряжение, подаваемое на кварцевый генератор. Температура окружающей среды непосредственно влияет на сопротивление терморезистора и выходной сигнал операционного усилителя (ОУ). Зависимость приведена на рисунке 2.

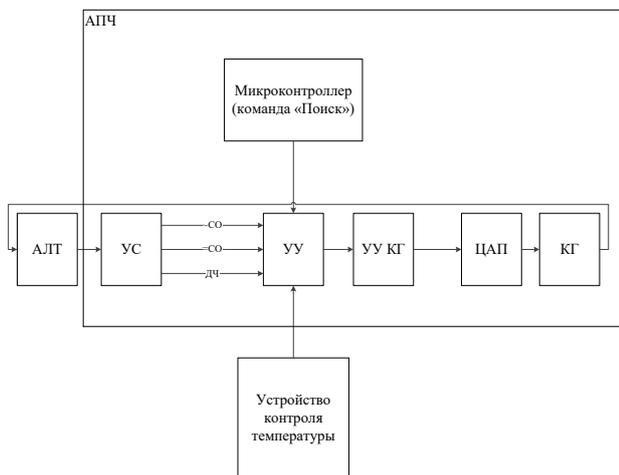


Рис. 1. Схема АПЧ квантового стандарта частоты: АЛТ- атомно-лучевая трубка, УС – согласующий усилитель, УУ – устройство управления, КГ – кварцевый генератор, СО- сигнал ошибки

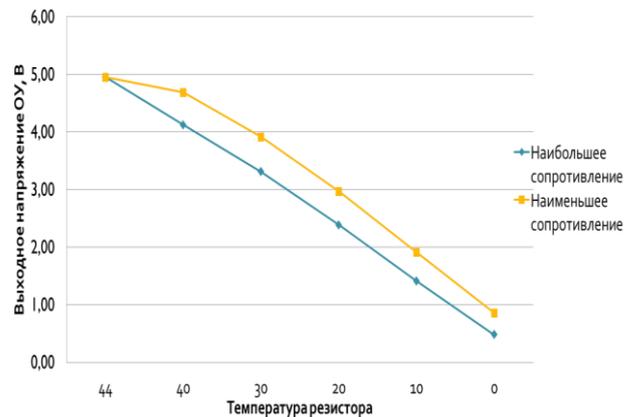


Рис. 2. Зависимость напряжения от температуры для резисторов разного номинала

3. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные эксперименты показали эффективность использования систем автоподстройки частоты с устройством термокомпенсации. В результате разработки устройства компенсации температурного коэффициента частоты уменьшилась его температурная чувствительность в 3 раза, что улучшило синхронизацию временных шкал спутников навигационной системы. Погрешность согласования временных шкал спутников составила 10 наносекунд, что может сократить погрешность геолокации до 1,3 м.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Allan, D.W. Statistics of atomic frequency standards / D.W. Allan // Proc. IEEE. – 1966. – Vol. 54(2) – P. 221.
- [2] ГОСТ.8.567-99 Государственная система обеспечения единства измерений // Измерения времени и частоты. Термины и определения.
- [3] Павлов, Б.А. Возбудители радиопередающих устройств: учеб. пособие / Б.А. Павлов, В.Н. Филатов. – СПб: СПбГУАП, 2003. – 24 с.
- [4] Риле, Ф. Стандарты частоты: принципы и приложения / Ф. Риле. – М.: Физматлит, 2009. – 511 с.
- [5] Ингеберман, М.И. Термостатирование в технике связи / М.И. Ингеберман, Э.М. Фромберг, Л. П. Грабой. – Москва: Связь, 1979. – 144 с.

Мониторинг чрезвычайных ситуаций на водных объектах с помощью дистанционного зондирования Земли

Д.А. Рыжова

Санкт-Петербургский политехнический университет

Петра Великого

Санкт-Петербург, Россия

qwdarya1234@gmail.com

В.В. Давыдов

Санкт-Петербургский политехнический университет

Петра Великого

Санкт-Петербург, Россия

ВНИИФ Российской академии наук

Московская область, Россия

davydov_vadim66@mail.ru

Аннотация—Обоснована необходимость контроля за состоянием водных объектов. Обоснована необходимость использования дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) для экологического мониторинга состояния водных объектов при чрезвычайных ситуациях. Обработаны и проанализированы данные мониторинга экологической обстановки с использованием космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Оценена эффективность данного метода. Рассмотрены разные системы дистанционного зондирования. Предложены рекомендации для расширения возможностей дистанционного мониторинга для оценки экологической ситуации.

Ключевые слова— дистанционное зондирование Земли, мониторинг водных объектов, экологическая ситуация, оптические системы, спутник, беспилотный летательный аппарат, СВЧ сигнал.

1. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время спутниковый мониторинг состояния водных объектов находит различное применение как в научной сфере, так и для решения важных задач в обычной жизни. Например, применение данных дистанционного зондирования Земли для экологического мониторинга состояния водных объектов и т.д.

Территории, затопленные водой, являются зонами повышенного риска. Неконтролируемое поступление воды может нанести большой ущерб инженерным сооружениям, магистральным трубопроводам, здоровью и имуществу людей. Методы дистанционного зондирования позволяют контролировать состояние рек, предотвращая возникновение опасных ситуаций.

Для удовлетворения различных потребностей было разработано множество систем дистанционного зондирования Земли, которые предлагают достаточно широкий спектр спектральных, пространственных и временных параметров [1]. Для своевременного реагирования на чрезвычайные ситуации создана система космического мониторинга ЧС, которая объединяет элементы наземной инфраструктуры и коммуникации. В основе данной системы лежат принципы открытой сетей централизованной архитектуры, основанной на универсальности, поэтапного увеличения возможностей, а также сетевых вычислениях, при которых функции системы являются динамическими и мигрирующими между серверами и клиентами.

2. МЕТОД

На сегодняшний день огромную часть данных дистанционного зондирования Земли получают из космоса с использованием оптических систем. Существует несколько оптических систем, каждая из которых различается своими техническими характеристиками и назначением. Для достижения высокого качества изображения применяется оптическая система с соотношением сигнал/шум, а также с высоким контрастом. Более того, в таких системах применяется технология временной задержки накопления сигнала на многолинейных ПЗС-структурах. В нашем случае применяется оптическая система OPS. Она предназначена для получения высокоинформативных изображений водной поверхности в различных рабочих диапазонах. Эти системы обладают рядом преимуществ. Одно из них возможность получения изображения с высоким разрешением при необходимости. Второе - большой одномоментный охват снимаемой территории поверхности Земли, который позволяет получать огромные объемы данных по интересующему объекту.

К недостаткам этих систем относятся сложности с получением изображения в плохую погоду, особенно при наличии облаков. Невозможность получения данных в полном объеме о состоянии поверхности Земли в ночное время. Ограничения по времени наблюдения за объектом, связанные с движением спутника по орбите.

Кроме того, могут возникнуть сбои в передаче информации на Землю, а также при обработке её в системах спутника. Последнее стараются исключить передачей информации на наземную станцию или её архивированием для передачи в момент связи с Землей.

В последнее время на ряде спутников используют активные оптические датчики (испускание импульсного лазерного излучения и прием отраженного сигнала). Использование таких датчиков позволяет получать спектральные характеристики при исследовании поверхности Земли [2]. В экологическом мониторинге водных объектов могут возникнуть сложности (например, волны на поверхности и отраженный сигнал очень слабый). Плохую погоду (облака, дождь, снег и т.д.) не рассматриваем. Кроме того, необходимо осуществлять координатную привязку регистрируемого отраженного сигнала от объектов (например, загрязнений) к координатам местности, особенно при быстром течении воды. времени, датчики тоже должны быть согласованы.

Стоит отметить, что спутники, на которых установлены эти системы, различаются в зависимости от типа их орбиты, полезности, наличия другого оборудования, которые определяет возможности по электрической мощности. Данная мощность необходима для создания мощного импульсного лазерного излучения. Необходимо также учитывать тот факт, что лазерное излучение представляет опасность для зрительных органов людей, животных, птиц и морских обитателей. Поэтому в нашей работе при проведении экологического мониторинга мы предлагаем придерживаться следующей методики. Поверхности Земли исследуется с использованием видеосъемки со спутников при позволяющей это делать погоде. На рис. 1 для примера представлено изображение повышения воды в реке Северная Двина в Северо-Западном регионе Российской Федерации.

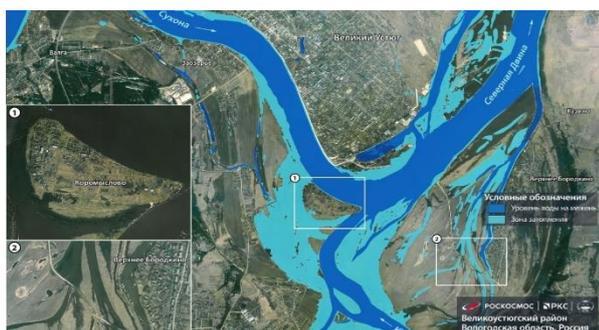


Рис. 1. Изображение, полученное спутником дистанционного зондирования Земли. Показаны зона повышенного уровня воды (голубой цвет) и зона затопления (синий цвет) на реке Северная Двина



Рис. 2. Специальный БПЛА «Альтиус-УТ» для экологического мониторинга

Определена ситуация. Можно сфокусировать оптическую систему для более детального изучения какого участка территории на момент нахождения его в зоне видимости спутника. Возможно, в этой зоне будет установлено загрязнение водной поверхности опасными веществами. Со спутника в общей картине видно только крупные загрязнения. Загрязнения, которые вызваны, например, медленной утечкой опасных веществ (длинный шлейф на воде) определить не всегда удастся. Кроме того, необходимо найти источник этого загрязнения, чтобы принять меры. Поэтому нами для обследования остальной территории и решения рассмотренных задач предлагается использовать беспилотный летательный аппарат (БПЛА). На рис. 2 представлена конструкция БПЛА с видеосистемой и специальной активной антенной фазированной решеткой (АФАР).

3. АКТИВНАЯ ФАЗИРОВАННАЯ АНТЕННАЯ РЕШЕТКА И РЕЗУЛЬТАТЫ РАДИОЛОКАЦИОННОГО МОНИТОРИНГА

Для специального БПЛА была изготовлена малогабаритная АФАР с 512 приемно-передающими элементами. Конструкция антенны может осуществлять поворот в горизонтальной плоскости по двум направлениям на углы $\pm 8^\circ$. Центральный лепесток диаграммы направленности антенны можно сканировать по исследуемой поверхности по вертикальным углам $\pm 38^\circ$. Для мониторинга водной поверхности используется импульсное СВЧ излучение частотой 12 ГГц. Длительность импульсов и их скважность в разработанной конструкции АФАР изменяется в зависимости от решаемых задач. Это одно из преимуществ АФАР [3]. Система связи с наземной станцией стандартная. Видео изображение территории с БПЛА передается в непрерывном режиме.

На рис. 3 в качестве примера представлено изображение разлива нефти в бухте Ладожского озера (Ленинградская область, Россия).

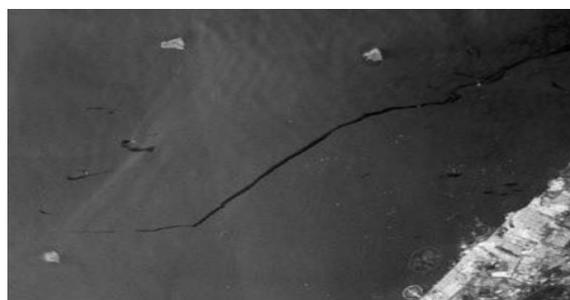


Рис. 3. Разлив нефти на радиолокационном изображении

На полученном изображении очень четко прослеживается изменение плотности нефти и направление движение нефтяного пятна. Аналогичная ситуация будет при исследовании поверхности реки (шлейф загрязнения, по которому можно установить положение источника загрязнения, даже если он будет находиться под водой).

4. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Использование предложенной методики при проведении экологического мониторинга позволяет более эффективно определять источник загрязнения, направления движения загрязнения и его скорость. В ряде случаев необходимо определить контур загрязнения и характер (вещества, которые вызвали загрязнения). В случае использования БПЛА с АФАР возникает проблема с источниками энергии ресурс, которого ограничен, что создает трудности по дальности и длительности полета по сравнению с БПЛА только с оптической системой.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Язерян, Г.Г. Дистанционное зондирование Земли из космоса в России / Г.Г. Язерян, С.В. Копылова, М.В. Баранова // Научно-практический журнал. – 2020. – № 3. – С. 14-19.
- [2] Айнбунд, М.Р. Гибридный многоканальный фотоприемник для спектрального диапазона 1-1,6 мкм / М.Р. Айнбунд, Д.Л. Глебов // Прикладная физика. – 2018. – № 6. – С. 54-59.
- [3] Moroz, A.V. Features of signal transmission through a fiber-optic system for an interference compensation module for an active phased array antenna / A.V. Moroz, V.V. Davydov, K.Yu. Malanin // Journal of Physics: Conference Series. – 2020. – Vol. 1695(1). – P. 012159.

Радиолокационная система поиска и обнаружения объектов в лесной местности, на базе БПЛА

А.В. Борисенков

Институт систем обработки
изображений - филиал ФНИЦ
«Кристаллография и фотоника»
РАН

Самара, Россия
aleksey.v.borisenkov@gmail.com

О.В. Горячкин

Институт систем обработки
изображений - филиал ФНИЦ
«Кристаллография и фотоника»
РАН

Самара, Россия
oleg.goryachkin@gmail.ru

Н.А. Гусев

Самарский национальный
исследовательский университет им.
академика С.П. Королева

Самара, Россия
nikolay.gusev@spacekennel.ru

А.С. Лифанов

Институт систем обработки
изображений - филиал ФНИЦ
«Кристаллография и фотоника»
РАН

Самара, Россия
aleksei_lif@list.ru

Аннотация—В докладе рассматривается задача радиолокационного поиска и обнаружения объектов, скрытых от непосредственного оптического наблюдения растительностью. Предлагается радиолокационная система дистанционного зондирования земли (ДЗЗ), размещенная на борту беспилотного летательного аппарата и использующая метод синтеза апертуры (РСА) в VHF диапазоне частот. В докладе обосновывается выбор параметров системы и ее частей, приводятся результаты проектирования опытного образца системы ДЗЗ на базе октокоптера.

Ключевые слова— Радиолокационная система с синтезированием апертуры, VHF диапазон частот, алгоритм автоматической фокусировки.

1. ВВЕДЕНИЕ

В докладе рассматриваются методы и средства радиолокационного поиска и обнаружения объектов, например, людей, потерявшихся в лесной местности, скрытых от непосредственного оптического наблюдения растительностью. Существует много подходов к решению данной проблемы, в том числе, использующих радиолокационные методы [1,2]. В этой части ключевыми параметрами радиолокационной системы являются используемый частотный диапазон и пространственное разрешение. В докладе показано, что достижение практически значимого уровня гарантированного обнаружения человека в лесу, возможно при технических параметрах радиолокационной системы, предельно достижимых на данном этапе развития подобной техники, а именно метрового разрешения в VHF диапазоне частот [3,4].

2. ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РСА для БПЛА в VHF ДИАПАЗОНЕ ЧАСТОТ

В разделе обсуждаются технические характеристики РСА, размещенной на борту беспилотного летательного аппарата (БПЛА), работающей в диапазоне 145 МГц с разрешением до 3 м на местности.

За время полета БПЛА по некоторой траектории (до 3 мин или 1-3 км) происходит зондирование местности сигналами радиолокатора, которые, после отражения, принимаются приемной аппаратурой и записываются в запоминающем устройстве.

После цифровой обработки полученных сигналов (радиоголограмм) в наземном пункте (НП), в режиме близком к реальному, формируется серия радиолокационных изображений (РЛИ) местности, содержащих отражения от объектов на поверхности земли, скрытых листвой, стволами деревьев, складками рельефа. Если ЭПР (эффективная площадь рассеяния) объекта превышает ЭПР фона или изменяется при перемещении объекта (на серии РЛИ), то цель обнаруживается автоматически.

Система может работать в любую (летную) погоду и время суток. Радиус действия ограничен зоной прямой видимости (обычно 15-20 км).

На рисунке 1 показана блок-схема радиотехнического комплекса, включающего в себя РСА, систему навигации, систему связи и систему управления.

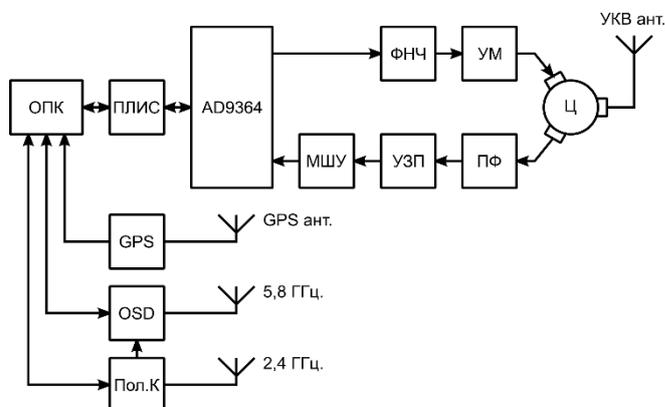


Рис. 1. Блок-схема радиотехнического комплекса

На схеме используются следующие обозначения:
ОПК — одноплатный компьютер; ПЛИС —

программируемая логическая интегральная схема; ФНЧ – фильтр нижних частот; УМ – усилитель мощности; Ц – циркулятор; ПФ – полосовой фильтр; УЗП – устройство защиты приёмника; МШУ – малошумящий усилитель; OSD – система передачи телеметрии «On-screen display»; Пол.К – полётный контроллер.

Основой радиотехнического устройства является плата Ettus USRP B200. Радиочастотная часть этой платы построена на базе микросхемы фирмы Analog Devices AD9364, которая обеспечивает рабочий диапазон частот от 70 МГц до 6 ГГц при настраиваемой полосе частот сигнала от 200 кГц до 56 МГц.

Управление логикой работы приёмопередатчика и промежуточные буферы данных реализованы в ПЛИС Spartan 6 фирмы Xilinx.

Формирование излучаемого импульса и регистрация принятого сигнала осуществляется с помощью одноплатного компьютера Jetson Nano, который также может осуществлять предварительную обработку на приёме. Связь с платой приёмопередатчика осуществляется по интерфейсу USB 3 с использованием библиотеки UHD.

Для временной синхронизации и регистрации траектории движения радара использован модуль ГНСС LEA-M8S фирмы U-blox, позволяющий получать информацию о позиционировании в системах GPS и ГЛОНАСС с частотой до 10 Гц.

Для увеличения точности позиционирования может быть использована система RTK (Real Time Kinematic) на основе 2 модулей NEO-M8P-2, один из которых располагается на БПЛА, а второй на стационарной базовой станции.

Для связи при этом может быть задействован низкоскоростной радиointерфейс, например LoRa. Сигнал с выхода платы приёмопередатчика после ФНЧ поступает на вход усилителя мощности, собранного на 2 модулях RA60H1317M фирмы Mitsubishi. Для развязки линий передачи и приёма использован циркулятор UIYCC6060A130T180SF.

Защита входного МШУ от перегрузки обеспечивается несколькими каскадами на PIN-диодах CLA4609, CLA4605 и SMP1330.

Для включения радара и контроля за его основными параметрами отвечает OSD-модуль (On-screen display), построенный на базе микроконтроллера ATMEGA162 и микросхемы MAX7456. Аналоговая видеoinформация передаётся с борта БПЛА по радиоканалу 5,9 ГГц.

В качестве антенного устройства PCA использована широкополосная 4-элементная антенна Yda-Yagi, оптимизированная для установки на октокоптере.

Антенна предназначена для излучения и приёма сигнала в диапазоне от 125 до 182 МГц. Значение КСВ в рабочем диапазоне не превышает 1,75. Максимальное усиление 7,3дБ.

На рисунке 2 показан внешний вид PCA VHF диапазона и его прямо-передающей антенны, размещенных на октокоптере.



Рис. 2. Внешний вид PCA VHF диапазона на базе октокоптера

3. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Описанная система является прототипом, предназначенным для обработки технологии обнаружения. Научной проблематикой, возникающей при решении данной проблемы является достижение высокого пространственного разрешения (до 1м). Причиной является траекторная нестабильность, вызванная недостаточной точностью современного уровня навигационного обеспечения БПЛА [3,4].

В докладе рассматриваются пути преодоления описанных трудностей с использованием технологии слепой обработки сигналов, а именно алгоритмы, использующие вариационный байесовский подход, описанные в [5] и требующие экспериментальной обработки.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Kalinkevich, A. Some aspects on the interpretation of radar images of pine forest at P and VHF bands / A. Kalinkevich, B. Kutuz, L.P. Ligthart // Proc. of 9th European Conference on Synthetic Aperture Radar, EUSAR. – 2012. – P. 603-606.
- [2] Dostovalov, M. Foliage attenuation measurements using multi-frequency airborne SAR / M. Dostovalov, R. Ermakov, T. Moussiniants // Proc. of 9th European Conference on Synthetic Aperture Radar, EUSAR. – 2012. – P. 551-554.
- [3] Torgrimsson, J. SAR Processing Without a Motion Measurement System / J. Torgrimsson, P. Dammert, H. Hellsten, L.M.H. Ulander // IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing. – 2019. – Vol. 57(2). – P.1025-1039. DOI: 10.1109/TGRS.2018.2864243.
- [4] Ding, Z. An Autofocus Approach for UAV-Based Ultrawideband Ultrawidebeam SAR Data With Frequency-Dependent and 2-D Space-Variant Motion Errors / Z. Ding // IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing. – 2022. – Vol. 60. – P. 1-18. DOI: 10.1109/TGRS.2021.3062183.
- [5] Горячкин, О.В. Оптимальная обработка сигналов в многопозиционных радиолокационных системах с синтезированной апертурой / О.В. Горячкин // Радиолокация, навигация, связь: сборник трудов XXV МНТК, посвященной 160-летию со дня рождения А.С. Попова. – Воронеж: ВГУ, 2019. – С. 115-123.

Управление движением космического аппарата наблюдения с электроракетной двигательной установкой в гравитационном поле с нерегулярной структурой

О.Л. Старинова
Самарский национальный
исследовательский университет им.
академика С.П. Королева
Самара, Россия
solleo@mail.ru

Р. М. Хабибуллин
Самарский национальный
исследовательский университет им.
академика С.П. Королева
Самара, Россия
khabibullin.roman@gmail.com

Д. Чень
Нанкинский университет науки и
технологий
Нанкин, Китай
julichen@njjust.edu.cn

И.В. Чернякина
Самарский национальный
исследовательский университет им.
академика С.П. Королева
Самара, Россия
gorbunovairina88@mail.ru

Е.А. Сергеаева
Самарский национальный
исследовательский университет им.
академика С.П. Королева
Самара, Россия
nikolaevalizaveta@mail.ru

Аннотация—В работе описывается подход к решению задачи управления движением космического аппарата наблюдения с электроракетной двигательной установкой основанный итерационном уточнении модели гравитационного поля объекта исследования с нерегулярной структурой на базе дистанционных оценок.

Ключевые слова— программа управления движением, электроракетный двигатель, гравитационное поле, астероид иррегулярной формы

1. ВВЕДЕНИЕ

Исследования проблем управления космическими аппаратами (КА) с электроракетными двигательными установками (ЭРДУ) совершающими исследовательские миссии с целью наблюдения поверхности малых тел Солнечной системы в основном направлены на изучение проблем, связанных выбором оптимального программного управления на межпланетных траекториях[1-2]. Однако методики предварительного системного проектно-баллистического синтеза миссии, направленной на исследование астероидов, комет и спутников планет разработаны слабо, что связано с существенными неопределённостями в математических моделях, описывающих движение КА вблизи объекта исследования, собственно на этапе выполнения миссии. Эти трудности возникают из-за неполноты знаний о гравитационном поле исследуемого объекта. Малые тела Солнечной системы часто имеют неправильную форму, продуцирующую гравитационное поле сложной конфигурации, параметры которого не могут быть определены заранее, до осуществления миссии. Отсутствие методики предварительного формирования программного управления может привести к существенным неопределённостям в определении запаса рабочего тела, необходимого для проведения запланированной миссии заданной продолжительности.

Разработанные авторами [3-5] математические модели гравитационных полей объектов различных форм являются громоздкими при использовании их с целью оптимизации программ управления. Кроме того,

разработчиков реальных миссий к астероидам и кометам [6] ставит в тупик необходимость заранее знать физические свойства ещё неизвестного до полёта объекта исследования, его геометрию и распределение масс, в том числе внутреннее. В статьях [7-9] описываются трудности возникшие при определении программ управления реальными КА Dawn и Rosetta, которые привели к существенному увеличению затрат рабочего тела на маневрирование около объекта исследования, что в свою очередь, снизило длительность наблюдения небесного тела.

2. МЕТОДИКА ВЫБОРА ПРОГРАММНОГО УПРАВЛЕНИЯ

А. Математическая модель гравитационного поля

В данной работе для описания гравитационного потенциала небесного тела U неправильной формы используется суперпозиция гравитационных потенциалов n гравитирующих точек, масса m_i и радиус вектор \mathbf{r}_i относительно барицентра которых определяется из условия наибольшего соответствия гравитационному потенциалу реального объекта:

$$U = \frac{G}{2} \sum_{i=1}^n \sum_{\substack{j=1 \\ (j \neq i)}}^n \frac{m_i^2 m_j^2}{\left| \sum_{k=1}^n \mathbf{r}_k m_k (m_j - m_i) + m_i m_j (\mathbf{r}_j - \mathbf{r}_i) \right|}. \quad (1)$$

Такая постановка задачи позволяет определять оптимальное программное управление известными методами с достаточной для задач предварительного синтеза миссии точностью. В работе [10] показано, что модель (1) позволяет добиться любой заданной точности в зависимости от количества выбранных точечных гравитирующих концентраторов, то есть обладает регулируемой точностью. В простейшем случае на основании дистанционных оценок характеристик объекта исследования может быть использована модель на основе двух притягивающих центров.

Б. Выбор программ управления для этапов миссии

С точки зрения проектно-баллистического синтеза, миссия может быть разделена на перелёт к объекту

исследования, маневрирование и функционирование в его поле притяжения и, при необходимости, возвращения КА на Землю. Методика расчёта гелиоцентрических участков известна и осуществима на этапе планирования. Необходимые манёвры КА вблизи объекта наблюдения определяются программой научных исследований и обычно предусматривают: поддержание заданной орбиты наблюдения, уменьшение или увеличение высоты и изменение плоскости орбиты.

Мы предлагаем определять программное управление движением КА с ЭРДУ относительно исследуемого тела согласно локально-оптимальным законам управления: для поддержания или изменения высоты орбиты – законы сохранения или наискорейшего изменения большой полуоси, для изменения плоскости орбиты – закон наискорейшего изменения наклона [11]. При проведении расчётов учитывалось, что поддержание орбиты наблюдения происходит при постоянно включённом двигателе, а при изменении орбиты двигатель отключается после завершения манёвра.

В. Результаты моделирования

Данная методика апробировалась для синтеза миссии КА с ЭРДУ массой 50 кг по наблюдению потенциально-опасного астероида Апофис в течение пяти лет с заданной орбиты радиусом 90 км. Анализ проектных параметров КА показал, что наименьшие затраты рабочего тела даст использование ЭРДУ с тягой 9 мН и удельным импульсом 2000 с. Результаты синтеза миссии представлены в таблице I. На рисунке 1 представлена траектория КА на этапе проведения наблюдения за поверхностью астероида.

Таблица I. РЕЗУЛЬТАТЫ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО СИНТЕЗА МИССИИ НАБЛЮДЕНИЯ АСТЕРОИДА АПОФИС

	Длительность манёвра, суток	Расход рабочего тела, кг
Перелёт Земля - Апофис	141,3	5,522
Формирование орбиты наблюдения	4,38	0,017
Поддержание орбиты наблюдения	1826	7,108

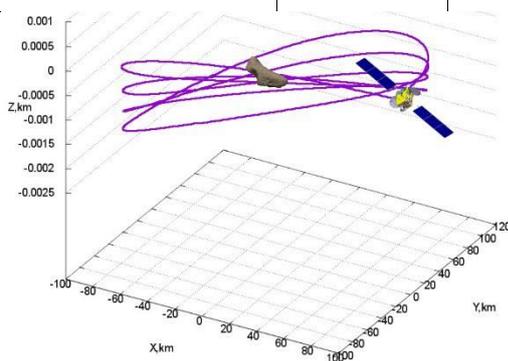


Рис. 1. Траектория КА на этапе поддержания орбиты наблюдения

Можно отметить, что использование закона управления, направленного на поддержание постоянного значения большой полуоси эффективно стабилизирует рабочую орбиту. Наблюдаются незначительные колебания расстояния от центра астероида в пределах $\pm 1,7$ км и наклона орбиты в пределах $\pm 2,8 \cdot 10^{-3}$ град, что является допустимым для целей данной миссии.

3. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Использование в качестве математической модели гравитационного потенциала небесного тела суперпозиции гравитирующих точек для формирования программного управления движением КА наблюдения с ЭРДУ эффективно при синтезе миссий к небесным телам с гравитационным полем нерегулярной структуры. На этапе планирования миссии тело может быть описано как суперпозиция двух массивных точек, массы и расстояние между которыми определяются из астрометрических данных, полученных с Земли. Затем, при получении дополнительных данных, модель гравитационного потенциала может уточняться. Такая модель позволяет решать задачу поиска программ управления в рамках задачи n тел известными методами, исследовать эффективность полученных схем управления и рассчитывать запасы рабочего тела на все необходимые для выполнения миссии манёвры.

БЛАГОДАРНОСТИ

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 22-29-01092.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Энеев, Т.М. К вопросу об астероидной опасности / Т.М. Энеев, Р.З. Ахметшин, Г.Б. Ефимов // Космические исследования. – 2012. – Т. 50, № 2. – С. 99-106.
- [2] Шустов, Б.М. Астрономические аспекты построения системы обнаружения и мониторинга опасных космических объектов / Б.М. Шустов, С.А. Нароенков, В.В. Емельяненко, А.С. Шугаров // Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы. – 2013. – Т. 47, № 4. – С. 312-316.
- [3] Ren, Y. On tethered sample and mooring systems near irregular asteroids / Y. Ren, J. Shan // Advances in Space Research. – 2014. – Vol. 54(8). – P. 1608-1618.
- [4] Hu, X. A numerical comparison of spherical, spheroidal and ellipsoidal harmonic gravitational field models for small non-spherical bodies: examples for the Martian moons / X. Hu, C. Jekeli // Journal of Geodesy. – 2015. – Vol. 89(2). – P. 159-177.
- [5] Wang, X. Analysis of the potential field and equilibrium points of irregular-shaped celestial bodies / X. Wang, Y. Jiang // Astrophysics and Space Science. – 2014. – Vol. 353(1). – P. 105-121.
- [6] Кульков, В.М. К вопросу проектирования малых космических аппаратов с электроракетной двигательной установкой для исследования малых тел Солнечной системы / В.М. Кульков, Ю.Г. Егоров, А.М. Крайнов, А.Е. Шаханов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. – 2015. – Т. 27, № 1. – С. 48-54.
- [7] Grebow, D. Stability and targeting in dawn's final orbit / D. Grebow, N. Bradley, B. Kennedy // Advances in the Astronautical Sciences. – 2019. – Vol. 168. – P. 1055-1074.
- [8] Grebow, D. Design and execution of Dawn HAMO to LAMO transfer at Ceres / D.J. Grebow, B.M. Kennedy, D. Han, G.J. Whiffen // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference. – 2016. – P. 5427.
- [9] Abrahamson, M.J. Dawn orbit determination team: Trajectory modeling and reconstruction processes at Vesta / M.J. Abrahamson, A. Ardito, D. Han, R. Haw, B. Kennedy, N. Mastrodemos, S. Nandi, R. Park, B. Rush, A. Vaughan // Advances in the Astronautical Sciences. – 2013. – Vol. 148. – P. 2271-2290.
- [10] Шорников, А.Ю. Оптимальное управление движением космического аппарата в поле притяжения астероида Эрос 433 / А.Ю. Шорников // Вестник Самарского университета. – 2019. – Т. 18, № 4. – С. 146-156.
- [11] Yelnikov, R.V. Use of the Lyapunov Functions for Calculating the Locally Optimal Control of a Thrust Vector during Low-Thrust Interorbital Transfer / R.V. Yelnikov // Cosmic Research. – 2021. – Vol. 59(3). – P. 212-221.

Сравнение методов комплексирования данных при нейросетевом решении обратной задачи разведочной геофизики

И.В. Исаев
Московский государственный
университет
имени М.В. Ломоносова,
НИИ ядерной физики
имени Д.В. Скобельцына
Москва, Россия
isaev_igor@mail.ru

И.Е. Оборнев
Московский государственный
университет
имени М.В. Ломоносова,
НИИ ядерной физики
имени Д.В. Скобельцына
Москва, Россия
o_ivano@mail.ru

Е.А. Оборнев
Российский государственный
геологоразведочный университет
имени Серго Орджоникидзе
Москва, Россия
eugenyo@mail.ru

Е.А. Родионов
Российский государственный
геологоразведочный университет
имени Серго Орджоникидзе
Москва, Россия
evgeny_980@list.ru

М.И. Шимелевич
Российский государственный
геологоразведочный университет
имени Серго Орджоникидзе
Москва, Россия
Shimelevich-M@yandex.ru

С.А. Доленко
Московский государственный
университет
имени М.В. Ломоносова,
НИИ ядерной физики
имени Д.В. Скобельцына
Москва, Россия
dolenko@srd.sinp.msu.ru

Аннотация— Обратные задачи (ОЗ) разведочной геофизики (РГ) заключаются в восстановлении пространственного распределения свойств среды в толще Земли по измеренным на ее поверхности геофизическим полям. В частности, в настоящей работе рассматриваются ОЗ гравиметрии, магнитометрии и электроразведки (магнитотеллурического зондирования), а также их комплексирование, т.е. одновременное использование нескольких геофизических полей для восстановления искомого распределения. В настоящей работе сравниваются между собой результаты нейронных сетей, непосредственно обученных на данных сразу нескольких геофизических методов, с результатами стекинга нейронных сетей, обученных на данных каждого геофизического метода по отдельности.

Ключевые слова— обратные задачи, разведочная геофизика, гравиметрия, магнитометрия, магнитотеллурическое зондирование, комплексирование данных, искусственные нейронные сети, стекинг.

1. ВВЕДЕНИЕ

ОЗ РГ в общем случае имеют ряд особенностей, осложняющих их решение: высокая размерность по входу и выходу, нелинейность, некорректность и плохая обусловленность. Традиционными методами их решения являются оптимизационные методы, основанные на многократном решении прямой задачи с минимизацией невязки в пространстве наблюдаемых полей, и матричные методы с использованием регуляризации Тихонова. Главным недостатком оптимизационных методов является то, что из-за присущей данным ОЗ некорректности, малая невязка в пространстве наблюдаемых величин не гарантирует малую невязку в пространстве определяемых параметров. Недостатком матричных методов является то, что они относятся к линейным методам, поэтому при использовании их для решения нелинейных задач необходимо выполнить нелинейную предобработку данных. Поэтому в качестве альтернативы было предложено использовать

искусственные нейронные сети (НС), которые свободны от перечисленных выше недостатков.

Однако, и в случае применения НС некорректность ОЗ РГ влияет в негативную сторону на качество решения и повышает чувствительность решения к шумам в данных. Одним из способов снижения некорректности задачи является внесение дополнительной информации о рассматриваемом объекте. В частности, в настоящей работе рассматривается комплексирование данных, т.е. одновременное использование данных нескольких геофизических методов. Этот подход может быть реализован как в виде непосредственного обучения НС одновременно на данных нескольких геофизических методов, так и в виде стекинга, т.е. в виде обучения мета-алгоритма на ответах комитета НС, где каждая НС, входящая в комитет, обучалась на данных только одного геофизического метода, а в комитет входили сети, обученные на данных разных геофизических методов.

Целью настоящей работы являлось сравнение эффективности указанных выше подходов.

2. ПОСТАНОВКА ОБРАТНОЙ ЗАДАЧИ РАЗВЕДОЧНОЙ ГЕОФИЗИКИ

Для реализации нейросетевого решения необходимо задать исходное пространственное распределение свойств среды конечным числом определяемых параметров. При этом для реализации комплексирования данных требуется, чтобы определяемые параметры для всех используемых геофизических методов совпадали. В соответствии с этими требованиями была предложена 4-х слойная 2D-модель [1] (Рис. 1), где обратная задача заключалась в определении нижних границ слоев, а каждый слой характеризовался переменными значениями глубины нижней границы по разрезу и фиксированными значениями плотности, намагниченности и удельного электрического сопротивления как для слоя, так и для всего набора данных. Физические характеристики второго и четвертого слоев были одинаковыми.

Размеры разреза составляли 15 км в ширину и 3 км в глубину. Шаг измерения физических полей 0,5 км – 31 точка измерения по профилю. При этом входная размерность задачи составила 31, 31 и 62 признака для гравиметрии, магнитометрии и магнитотеллурического зондирования, соответственно. Дискретность изменения границ геологических слоев составляла 1 км – 15 значений глубин для каждого слоя. Определялись значения глубин нижних границ трех верхних слоев. Таким образом, выходная размерность задачи составила 45 определяемых параметров.

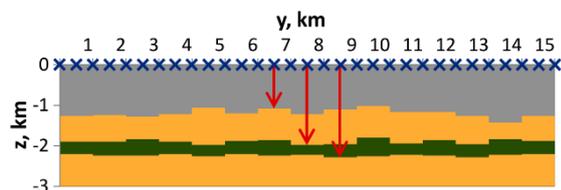


Рис. 1. Пример разреза. Маркеры (x) указывают места измерений геофизических полей, стрелки указывают места определения глубин слоев

Для каждого примера исходного набора данных случайным образом задавались значения глубины слоя в заданном диапазоне [1]. Далее конечно-разностными методами решалась прямая задача – для гравиметрии, магнитометрии и электроразведки. Всего было рассчитано 30 000 примеров.

3. ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ

А. Данные

Исходный массив данных был разделен на тренировочный, валидационный и тестовый наборы в соотношении 70:20:10. Размерность наборов составила 21 000, 6 000 и 3 000 примеров, соответственно.

Б. Нейронные сети

Все используемые в работе НС представляли собой многослойные перцептроны с 1 скрытым слоем и 32 нейронами в нем. Для предотвращения переобучения использовался метод ранней остановки – обучение прекращалось спустя 500 эпох без улучшения результата на валидационном наборе. Для уменьшения влияния фактора, связанного с влиянием начальной инициализации весов на обучение, для каждого рассматриваемого случая обучалось по 5 НС, а статистические показатели их применения усреднялись.

Для уменьшения выходной размерности задачи использовалось т.н. автономное определение [1] параметров, заключающееся в индивидуальном определении каждого параметра путем обучения отдельной НС с одним выходом. Рассматривались результаты для параметров, находящихся на центральной вертикали (Рис. 1).

В. Комплексирование данных

В работе сравнивались результаты решения следующими методами:

- *Исходное решение* – нейронные сети обучались на данных только одного геофизического метода. Входная размерность задачи составляла 31 или 62 признака.

- *Комплексирование данных* – осуществлялось путем подачи на вход НС данных сразу нескольких геофизических методов. Входная размерность задачи при этом составляла 62, 93 или 124 признака.

- *Стекинг* – ответы НС, реализующих исходное решение, использовались в качестве входных признаков для обучения мета-алгоритма, в качестве которого также использовались НС с теми же параметрами обучения. Для каждого геофизического метода использовался комплект из 5 НС, таким образом, входная размерность задачи обучения мета-алгоритма составляла 10 или 15 признаков.

4. РЕЗУЛЬТАТЫ

Результаты для первого слоя представлены на рис. 2. Для второго и третьего слоев наблюдается аналогичная картина.

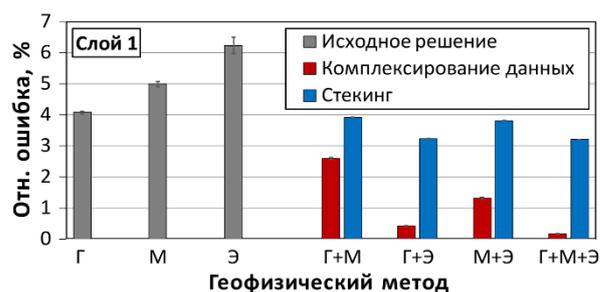


Рис. 2. Результаты решения ОЗ РГ для различных способов комплексирования данных. Г, М, Э – индивидуальное использование данных гравиметрии, магнитометрии и электроразведки; Г+М, Г+Э, М+Э, Г+М+Э – одновременное использование данных нескольких геофизических методов

5. ВЫВОДЫ

По результатам работы можно сделать следующие выводы:

- Комплексирование данных нескольких геофизических методов улучшает качество решения по сравнению с индивидуальным использованием каждого из них.

- Наилучшее качество решения наблюдается при одновременном использовании данных всех трех геофизических методов.

- Данный эффект наблюдается для всех слоев, а также для каждого из рассматриваемых подходов к комплексированию данных.

- Качество решения при непосредственном обучении нейронных сетей на данных сразу нескольких геофизических методов оказалось выше, чем при использовании подхода, основанного на стекинге, где каждая нейронная сеть, входящая в комитет, обучалась на данных только одного геофизического метода.

БЛАГОДАРНОСТИ

Исследование выполнено за счёт гранта Российского Научного фонда, проект № 19-11-00333.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Isaev, I. Neural Network Solution of Inverse Problems of Geological Prospecting with Discrete Output / I. Isaev, I. Osbornev, E. Osbornev, E. Rodionov, M. Shimelevich, S. Dolenko // Proc. of Science. – 2021. – Vol. 410. DOI: 10.22323/1.410.0003.

Расширение возможностей оптико-электронных комплексов для дистанционного зондирования Земли

Е.Н. Сечак

Федеральное государственное образовательное учреждение высшего образования «Национальный исследовательский университет ИТМО»
Санкт-Петербург, Россия
evgenysechak@gmail.com

А.В. Демин

Федеральное государственное образовательное учреждение высшего образования «Национальный исследовательский университет ИТМО»
Санкт-Петербург, Россия
dav_60@mail.ru

Аннотация—Исследованы пути повышения информационных возможностей оптико-электронных комплексов космических аппаратов видовой наблюдения и дистанционного зондирования Земли. Проведен выбор оптической схемы оптико-электронного комплекса. Представлен способ позиционирования сегментированного зеркала, основанный на применении датчика волнового фронта на базе схемы интерферометра радиально-бокового сдвига, встраиваемого в оптико-электронный телескопический комплекс.

Ключевые слова— телескоп, составное зеркало, сегментированное зеркало, адаптивная оптика, датчик волнового фронта.

1. ВВЕДЕНИЕ

Создание высокоразрешающих оптико-электронных комплексов (ОЭК) дистанционного зондирования поверхности Земли направлено на увеличение физической светосилы оптической системы и увеличение алгоритмической эффективности работы системы приёма и преобразования информации. Увеличение физической светосилы ОЭК возможно за счёт увеличения площади входного зрачка и интегрального коэффициента пропускания оптической системы, что достигается увеличением диаметра входного зрачка и применяемыми оптическими материалами с соответствующим просветляющим покрытием. Проблемами создания крупногабаритных зеркально-линзовых телескопов является уменьшение поверхностной плотности главного зеркала как основного массогабаритного компонента оптической системы телескопа и массогабаритные ограничения, накладываемые как технологическими трудностями, так и системой доставки в космос. Учитывая, что как правило отражающая поверхность главного зеркала – это обычные поверхности второго порядка, обладающие симметрией вращения относительно оси, проходящей через его вершину, то решение проблем достигается, в частности, применением технологии облегчённых зеркал позволяющая создавать главные зеркала телескопов, для которых $S^{3/2}/V > 7$, где S – площадь зеркала, V – объём зеркала. Обеспечение требуемых параметров ОЭК по проникающей и разрешающей способности может быть достигнуто, главным образом, за счет использования принципиально новых схем и конструкций телескопов, а также технологий их создания, поскольку необходимо ориентироваться на имеющиеся средства доставки в космос, а именно обеспечение умеренных массогабаритных характеристик ОЭК [1-2].

В этой связи ОЭК нового класса может быть создан на базе главного зеркала (ГЗ) выполненного, как сегментированное (например, James Webb Space Telescope) [3-4].

Применение адаптивной и активной оптики в крупногабаритных ОЭК, позволяют решать задачи по обеспечению контроля формы поверхности сегментированного зеркала, а также позволяют ОЭК быть инвариантными к внешним возмущениям за счет контроля формы поверхности зеркала [4-5].

2. ВЫБОР ОПТИЧЕСКОЙ СХЕМЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО КОМПЛЕКСА

Применяя сейчас линзовую и зеркально-линзовую оптику в космических комплексах, разработчик должен всегда учитывать, что, прежде всего, резко увеличивается вес оптических систем с одной стороны и резко сужается спектральный диапазон, с другой стороны. Практически вся зарубежная космическая оптика сейчас базируется на зеркальных элементах. Исключения составляют широкоугольные системы, в которых зеркальные элементы применяться не могут [1].

Преимущества зеркальных систем по сравнению с линзовыми и зеркально-линзовыми системами:

1. Широчайший спектральный диапазон от 0,2 мкм до 12 мкм.
2. В несколько раз меньший вес.
3. Меньшее число оптических поверхностей.
4. Увеличенная светосила телескопа позволяет уменьшить выдержку экспозиции, тем самым уменьшить влияние остаточных сдвигов изображения на качество изображения.

В космическом телескопостроении ведущая роль отводится зеркально-линзовым и зеркальным объективам, имеющим, как правило, только один крупногабаритный элемент, диаметр которого равен диаметру входного зрачка – ГЗ.

Одним из представителей чисто зеркальных систем, активно используемых в системах ДЗЗ является телескоп, спроектированный по схеме Корша. В ней главная роль в образовании изображения отводится отражающим поверхностям, не вносящим хроматических aberrаций. В связи с этим, чисто зеркальные схемы очень удобны для использования в системах, работающих в

широких спектральных диапазонах. Рис. 1 оптическая схема Корша состоит из трех соосных асферических зеркал 1, 2 и 3, а для уменьшения виньетирования в систему вводится дополнительное плоское зеркало 4, которое выносит изображение в сторону.

К достоинствам схемы Корша необходимо отнести действительное изображение выходного зрчка и наличие промежуточного изображения, что позволяет исключить бленду, и уменьшить конструкцию телескопа в размерах. Решаемые задачи оптической системой по схеме Корша – высокодетальное многоспектральное наблюдение в том числе совместно в УФ, ВД и ИК диапазонах спектра излучения. Таким образом, для дальнейшей проработки создания способа контроля ГЗ космического телескопа была выбрана оптическая схема Корша.

3. ДАТЧИК ВОЛНОВОГО ФРОНТА

Наиболее важные этапы технологического процесса контроля крупногабаритных зеркал сопровождаются контролем формы рабочей поверхности. Принципиальная схема оптико-механической системы датчика волнового фронта, для контроля формы поверхности зеркала изображена на рис. 1 [5-6].

Работа датчика волнового фронта заключается в следующем: Излучение от точечного источника с помощью поворотного зеркала 5 проходит через объектив коллиматора 6 и попадает в систему интерферометра радиально-бокового свдиг 9, оптическая система которого собрана на единой кварцевой пластине, предотвращающей его разъюстировку в процессе эксплуатации. Поток излучения, волновой фронт которого сохраняет деформации, внесенные формой поверхности контролируемого объекта, делится светоделителем интерферометра на два потока. Один из пучков проходя по схеме в направлении движения часовой стрелки расширяется в телескопической линзе, поворачивает на 90° поляризации в фазовой пластине. Благодаря этому проходит, не отражаясь через двухзеркальный отражатель на фазосдвигающий зеркальный блок и отражается им обратно на светоделитель. Другой пучок, проходя по схеме в направлении движения против часовой стрелки отражается двухзеркальным отражателем и сжимается телескопической линзой. Таким образом, второй пучок объединяясь с первым на светоделителе имеет одинаковое с ним направление поляризации и радиальный сдвиг. Боковой сдвиг организуется смещением фазосдвигающего зеркального блока. Таким образом, оба потока выходя по единому пути могут интерферировать в зоне их перекрытия, пройдя через проекционный объектив 7. Интерференционная картина проецируется на ФПУ 8.

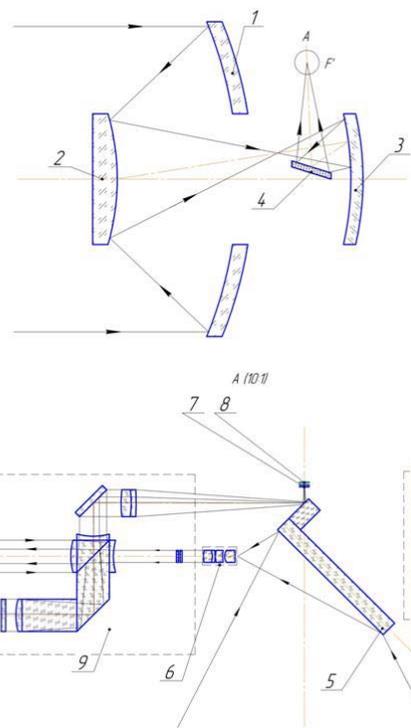


Рис. 1. Схема Корша с датчиком волнового фронта

4. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрены варианты построения оптических схем телескопов для дистанционного зондирования Земли. Предложена схемотехническая реализация датчика волнового фронта формы поверхности главного зеркала, интегрированная в оптическую схему оптико-электронного комплекса.

БЛАГОДАРНОСТИ

Работа выполнена в рамках научно-исследовательских работ "Фундаментальные и прикладные вопросы фотоники" на инженерно-исследовательском факультете Университета ИТМО.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Ермолаева, Е.В. Адаптивная оптика / Е.В. Ермолаева, В.А. Зверев, А.А. Филатов. – СПб: НИУ ИТМО, 2012. – 297 с.
- [2] Шанин, О.И. Адаптивные оптические системы коррекции наклонов. Резонансная адаптивная оптика / О. И. Шанин. – М.: Техносфера, 2013. – 296 с.
- [3] Saif, B. High-speed interferometry for James Webb Space Telescope testing / B. Saif, L. Feinberg, R. Keski-Kuha // Proc. SPIE. – 2021. – Vol. 11813. – P. 1-11. DOI: 10.1117/12.2570872.
- [4] Шугаров, А.С. Проект китайско-российского телескопа, собираемого на орбите (OAST) / А.С. Шугаров, М.Е. Сачков, И.С. Саванов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. – 2019. – № 4(46). – С. 6-10. DOI: 10.26162/LS.2019.46.4.001.
- [5] Орешечкин, С.С. Методы контроля линейных и угловых перемещений оптических элементов крупногабаритных космических телескопов в процессе их орбитальной эксплуатации / С.С. Орешечкин // Контенант. – 2019. – Т. 18, № 2–1. – С. 32-43.
- [6] Сечак, Е.Н. Разработка двухканальной схемы контроля сегментированных зеркал для космического телескопа / Е.Н. Сечак, А.А. Чистяков, Г.И. Вахрамеев // Вопросы радиоэлектроники. Серия: Техника телевидения. – 2021. – № 4. – С. 70–80.

Методы расчета плоских магнитных катушек для систем ориентации малых космических аппаратов

А.А. Кумарин
Самарский национальный
исследовательский университет им.
академика С.П. Королева
Самара, Россия
alky_samara@mail.ru

А.Н. Соборницкая
Самарский национальный
исследовательский университет им.
академика С.П. Королева
Самара, Россия
altSobor@yandex.ru

И.А. Кудрявцев
Самарский национальный
исследовательский университет им.
академика С.П. Королева
Самара, Россия
rtf@ssau.ru

Аннотация—Для обеспечения ориентации малых космических аппаратов применяются компактные магнитные катушки на основе печатной платы. В данной работе предлагается методика расчета геометрии таких катушек исходя из доступного пространства на печатной плате, а также методика расчета параметров полученных катушек. Приведены примеры расчетов и показано, что использование сложной геометрии может давать существенную прибавку магнитного момента в сравнении с круглыми катушками на той же печатной плате.

Ключевые слова— плоские магнитные катушки, CubeSat, PocketCube, расчет магнитного момента, произвольная форма катушки.

1. ВВЕДЕНИЕ

Современные малые космические аппараты имеют тенденцию к миниатюризации. Это проявляется, например, в появлении стандарта CubeSat, а затем и PocketCube. Эти классы спутников сейчас решают задачи дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), которые раньше решались только более тяжелыми аппаратами. Для многих миссий требуется обеспечение ориентации спутника, например, для наведения камеры. При этом не всегда возможно применение маховиков в виду большой массы, габаритов и энергопотребления. Альтернативой является применение систем на основе магнитных катушек [1]. Однако, катушки с сердечниками также могут иметь относительно большие габариты, что затрудняет их применение.

Одним из вариантов катушек, обладающих повышенной компактностью и удобством размещения на аппаратах с плоскими гранями, является катушка в виде печатной платы [2]. Она изготавливается по тому же техпроцессу, что и обычные печатные платы бортовых систем, что упрощает производство спутника. Основной задачей становится проектирование такой катушки и расчет ее параметров.

Данная работа посвящена разработке методики расчета подобных плоских катушек для системы ориентации малых космических аппаратов ДЗЗ исходя из массогабаритных характеристик спутника и доступных габаритов печатной платы.

2. ОЦЕНКА ВЕЛИЧИНЫ ТРЕБУЕМОГО МОМЕНТА

Для того, чтобы реализовать поворот с помощью магнитной катушки необходимо, чтобы магнитный момент превышал сумму аэродинамического (M_a) и гравитационного момента (M_g) [3]:

$$M_g = -\frac{3k(I_x - I_z)}{2(R+h)^3} \sin(2\alpha),$$

$$M_a(\alpha) = -c_{xa} \left(|\cos \alpha| + \frac{b}{a} \frac{4}{\pi} |\sin \alpha| \right) a^3 \Delta x \rho \frac{v^2}{2} \sin \alpha$$

Формулы приведены для аппарата с соотношением сторон 1:1:2, например, CubeSat-2U, PocketCube-2P.

Необходимый дипольный момент катушки с учетом запаса в 20 раз:

$$M_{mag} = \frac{20 \cdot M_{сум}}{B_{min}}$$

Для случая PocketCube-2P массой 0,5 кг на орбите 400 км момент составляет порядка 4 мАм².

3. ГЕНЕРАЦИЯ ГЕОМЕТРИИ КАТУШКИ

Для работы с геометрией в работе взята полярная система координат. Сетка координат по углу имеет постоянный шаг $\Delta\phi$. Индексация идет по двум индексам – по углам и по номеру оборота. Первым оборотом сохраняется информация о границе области, в которой будет располагаться печатная катушка.

Процесс генерации производится по точкам начиная со стартового угла. Основа генерации геометрии катушки – соблюдение заданного отступа d_{clr} от уже имеющейся геометрии. Поскольку форма катушки может быть в общем случае любая, в крайнем случае для каждой точки требуется анализ расстояния до всех точек предыдущего оборота и части точек предшествующего ему. Однако в большинстве случаев достаточно анализа небольшой окрестности предыдущего оборота с тем же углом, что и в текущей точке.

Для нахождения радиус-вектора текущей точки сначала составляется список точек для проверки. Затем находятся радиусы векторов, при которых расстояние до исследуемой точки равно заданному d_{clr} . Такие радиус-векторы при их существовании находятся из теоремы косинусов.

$$x^2 - 2r_i x \cos(|\phi_i - \phi|) + r_i^2 - r_{clr}^2 = 0$$

Среди найденных положительных решений берется минимальное.

4. ВЫЧИСЛЕНИЕ МАГНИТНОГО МОМЕНТА

Вычисление магнитного момента на основе площадей витков не представляется возможным, поскольку форма

витка может быть произвольной. Поэтому, расчет ведется на основании общей формулы, которая упрощается за счет того, что ток в любой части витка одинаков:

$$m = \frac{1}{2} \int_V [\mathbf{r}, \mathbf{j}] dV = \frac{I}{2} \int_{\varphi} r^2 \sin \alpha d\varphi$$

где α – угол между радиус-вектором точки и направлением тока в данной точке.

Синус угла возможно аппроксимировать различными способами. В данной работе он находился из геометрии для вектора посередине между текущим и предыдущим:

$$AO = 0.5(r_i + r_{i-1}) \cos \frac{\Delta\varphi}{2}$$

$$AC = AO \tan \frac{\Delta\varphi}{2}$$

$$AB^2 = r_i^2 + AO^2 - 2r_i AO \cos \frac{\varphi}{2}$$

$$\sin \alpha = \frac{AC^2 + AB^2 - \left(\frac{r_i - r_{i-1}}{2}\right)^3}{2AC \cdot AB}$$

При достаточно малых шагах по углу данные формулы возможно упростить.

5. РЕЗУЛЬТАТ

Пример катушки для параметров $r_{\text{сф}}=1$ мм, размера катушки 45x45мм (плата для спутника формата PocketCube), количества витков 10, $\Delta\varphi=\pi/1000$, начало в $\varphi=0$, представлен на рисунке 1.

Видно, что происходит попытка повторения заданного контура, который в данном случае был квадратом. В окрестности нулевого угла виден переходный участок с витка на виток.

Аналогично получены результаты для контура в виде окружности. Они представлены на рисунке 2.

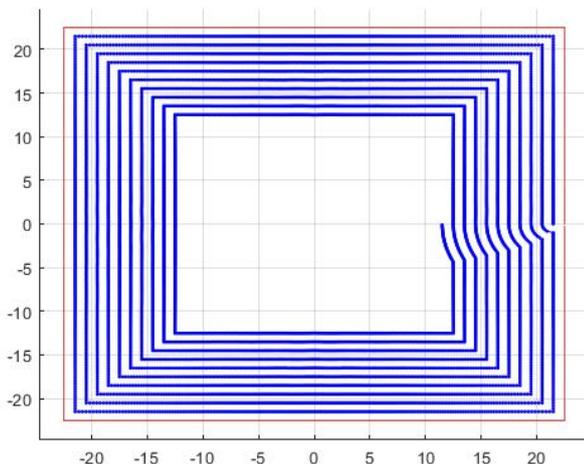


Рис. 1. Пример квадратной катушки

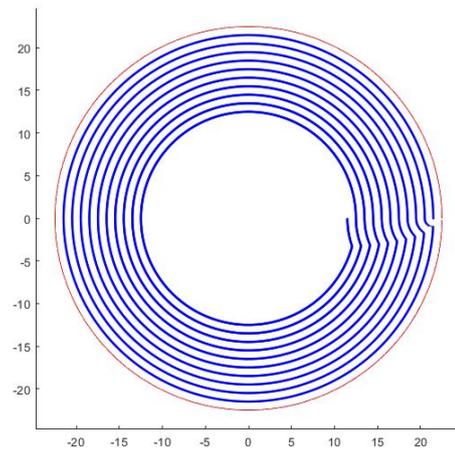


Рис. 2. Пример круглой катушки

Картина аналогична случаю с квадратным контуром.

Значения моментов для тока 1 А составили 10,4 и 9,3 мАм² соответственно.

6. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе разработан алгоритм расчета магнитных катушек для систем ориентации малых космических аппаратов ДЗЗ. Представлены формулы и уравнения для произведения расчета. Форма катушки определяется формой задаваемого ограничивающего контура. На практике этот контур определяется границами печатной платы и ее крепежными отверстиями.

Полученная методика позволяет проводить расчет для катушек произвольной формы. На приведенных примерах видно, что выигрыш может составлять более 10 % от стандартной круглой катушки. В частности, для квадрата выигрыш составляет около 12%.

Результаты работы могут быть применены при расчете магнитных катушек для перспективных аппаратов формата CubeSat и PocketCube, поскольку на них предъявляются повышенные требования к компактности бортовых систем и применение катушек на сердечниках не всегда возможно.

Исходный код программы расчета является открытым и опубликован в репозитории [4].

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Leonov, A.I. Providing Nanosatellite Triaxial Gravitational Orientation Using Magnetic Actuators / A.I. Leonov, P.N. Nikolaev // IOP Conference Series Material Science Engineering. – 2022. – Vol. 1215. – P. 1-9.
- [2] Shakhmatov, E. SSAU Project of the Nanosatellite SamSat-QB50 for Monitoring the Earth's Thermosphere Parameters / E. Shakhmatov, I. Timbai, I. Belokonov, E. Ustiugov // Procedia Engineering. – 2015. – Vol. 104. – P. 139-146.
- [3] Белоконов? И.В. Движение наноспутника относительно центра масс на околоземных орбитах / И.В. Белоконов, И.А. Тимбай // Изд. Самарского университета. – 2020. – 126 с.
- [4] Исходный код программы [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://github.com/alkysamarapublic/planar_magnetic_actuator/ (08.02.2022).

Влияние обработки на морфологию поверхности алмазных пластин для производства изделий оптоэлектроники

К. Курасова

*Санкт-Петербургский государственный
электротехнический университет «ЛЭТИ» имени В. И.
Ленина*
Санкт-Петербург, Россия
chayoon@yandex.ru

А. В. Соломникова

*Санкт-Петербургский государственный
электротехнический университет «ЛЭТИ» имени В. И.
Ленина*
Санкт-Петербург, Россия
zubann@yandex.ru

Л. А. Кукушкина

*Санкт-Петербургский государственный
электротехнический университет «ЛЭТИ» имени В. И.
Ленина*
Санкт-Петербург, Россия
la.kukushkina@mail.ru

В. И. Зубков

*Санкт-Петербургский государственный
электротехнический университет «ЛЭТИ» имени В. И.
Ленина*
Санкт-Петербург, Россия
vzubkovspb@mail.ru

Аннотация—Исследован набор алмазных образцов с целью подбора оптимального метода обработки их поверхности для последующего применения в приборах электроники. Достаточно длительная обработка алмазных пластин методом ионно-лучевого травления позволила значительно снизить шероховатость и добиться более высокого качества поверхности.

Ключевые слова— алмаз, НРНТ, ионно-лучевое травление, полировка, морфология поверхности, АСМ-сканирование.

1. ВВЕДЕНИЕ

Благодаря своим уникальным оптическим, электрофизическим и механическим параметрам, алмаз является особенно перспективным материалом для полупроводниковой электроники [1]. Следует отметить широкий спектр алмазных электронных приборов, в том числе оптических: источники и приемники УФ излучения, дозиметры и датчики ионизирующих излучений различного типа [2]. Фотоприемники на алмазе, в том числе, могут быть основой систем дистанционного зондирования земли [3]. Однако, высокая прочность и твердость (56 - 257 ГПа [4]) является не только ценной характеристикой алмаза, но и недостатком для применения в масштабном производстве электронных структур и приборов, так как затрудняет использование традиционных для полупроводниковых производств методов обработки поверхности. Для применения в электронике качество поверхности должно быть высоким, поверхностный слой - без дефектов. В настоящее время рассматриваются альтернативные, немеханической методы обработки алмазных пластин: химико-механическая полировка, термохимическая полировка, лазерная обработка, ионно-лучевое травление, плазмохимическое травление и обработка в электрическом разряде [5]. Таким образом, важной задачей является определение наиболее подходящего способа обработки поверхности алмаза и оптимизация параметров для получения пластин высокого качества.

2. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ОБРАЗЦЫ И ОБОРУДОВАНИЕ

В данной работе были исследованы три алмазных пластины, вырезанные из монокристаллов, выращенных методом высокого давления и температуры (НРНТ). Образец №1 представляет собой бесцветную пластину размером 4x5 мм, толщиной 0.5 мм. Явных дефектов поверхности через камеру микроскопа не наблюдается. Образец №2 также является бесцветной пластиной размером 2x2 мм, толщиной 0.5 мм. Образец №3 представляет собой желтую прямоугольную пластину размером 3x3 мм, толщиной 1 мм. Желтый оттенок, в данном случае, пластина приобретает в результате наличия глубокой примеси азота, что подробно описано в [6]. На поверхности образцов присутствуют макрозагрязнения, оставшиеся после первоначальной механической обработки – шлифовки и полировки. В качестве немеханического способа обработки поверхности было выбрано ионно-лучевое травление с вариацией времени облучения.

Морфология поверхности полученных образцов до и после обработки исследовалась на автоматизированном сканирующем зондовом микроскопе SolverNEXT (NT-MDT, Москва). АСМ-сканирование проводилось зондами с алмазным покрытием в полуконтактном режиме.

Для обеспечения высокого качества получаемых сканов были подобраны оптимальные параметры: амплитуда колебаний кантилевера – 3.1 нм, коэффициент усиления обратной связи – 0.5, количество точек в строке – 300. Сканирование проводилось с варьированием площади сканирования. Каждый образец измерялся как минимум в трех различных областях для получения статистически верной картины.

Математическая обработка полученных изображений включала в себя определение следующих параметров: размах высот, средняя квадратичная шероховатость (RMS).

3. РЕЗУЛЬТАТЫ

Образцы подвергались обработке ионно-лучевым травлением в течение 10 минут, затем 30 минут. После кратковременного десятиминутного воздействия исчезли крупные загрязнения поверхности. Значение средней квадратичной шероховатости снизилось у образца №1 с 7.6 нм до 7.1 нм, у образца №3 с 15.3 нм до 12 нм при площади сканирования 30 на 30 мкм. Результаты дальнейшей обработки в течение 30 минут оказались различными для каждого образца. Морфология поверхности образца №1 заметно улучшилась: значение RMS снизилось до 3.3 нм. Аналогичные результаты наблюдались на поверхности образца №2: значение RMS снизилось с 4.9 нм до 2.4 нм. На поверхности образца №3 даже после тридцатиминутной обработки остались заметные неоднородности. Было принято решение подвергнуть образец №3 повторной обработке ионно-лучевым травлением, увеличив длительность процесса до одного часа, что позволило снизить значение RMS до 1.2 нм. На рисунках 1 и 3 приведены АСМ-сканы образцов №1 и 3 до обработки. На рисунках 2 и 4 приведены АСМ-сканы результатов финального этапа обработки образцов №1 и 3 соответственно.

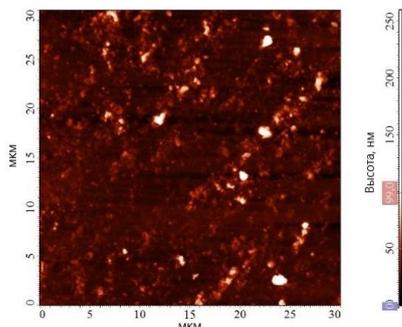


Рис. 1. Морфология поверхности образца №1 до обработки

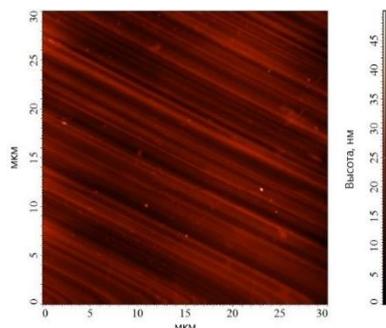


Рис. 2. Морфология поверхности образца №1 после 30-минутной обработки

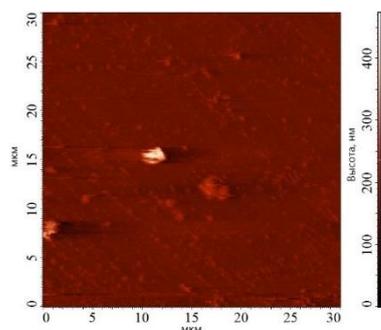


Рис. 3. Морфология поверхности образца №3 до обработки

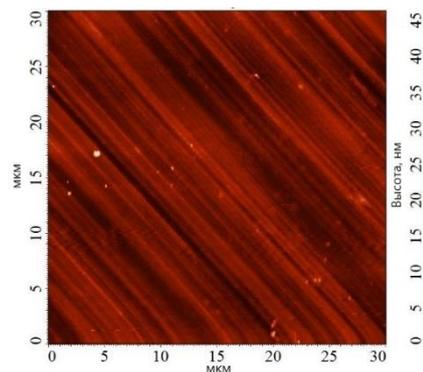


Рис. 4. Морфология поверхности образца №3 после часовой обработки

4. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Использование традиционных для полупроводниковых производств методов обработки поверхности для монокристаллического алмаза оказывается неэффективным вследствие его высокой твердости. В данной работе исследовались алмазные пластины с целью подбора оптимального метода обработки их поверхности и длительности процесса. Механическая шлифовка и полировка, вследствие большой остаточной шероховатости поверхности, подходит исключительно для первоначальной обработки образцов. Показано, что ионно-лучевое травление в течение десяти минут позволяет убрать крупные неровности с поверхности образцов. Увеличение времени воздействия до тридцати минут позволяет значительно снизить значения средней квадратичной шероховатости поверхности образцов №1 и 2. Образец №3 потребовал дополнительной обработки в течение часа для достижения высокого качества поверхности (как у образцов №1 и 2). Таким образом, можно утверждать, что ионно-лучевое травление может быть успешно использовано для обработки поверхности монокристаллического алмаза.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Wort, C.J.H. Diamond as an electronic material / C.J.H. Wort, R.S. Balmer // *Materials Today*. – 2008. – Vol. 11(1-2). – P. 22-28.
- [2] Тарелкин, С.А. Исследование слоистых структур на основе легированных бором монокристаллов алмаза для применения в полупроводниковой электронике / С.А. Тарелкин // *Дис. ... канд. физ.-мат. наук.* – М., 2019. – 132 с.
- [3] Селиванов, А.С. Активный ультрафиолетовый солнечный датчик для системы ориентации малоразмерного космического аппарата / А.С. Селиванов, И.А. Морозов, Ю.М. Гектин, Н.П. Пузаков // *Пат. 0002525634 Российская Федерация*.
- [4] Blank, V. Mechanical properties of different types of diamond / V. Blank, M. Popov, G. Pivovarov, N. Lvova, S. Terentev // *Diamond and related materials*. – 1999. – Vol. 8 – P. 1531-1535. DOI: 10.1016/S0925-9635(99)00079-5.
- [5] Хмельницкий, Р.А. Синтетический алмаз для электроники и оптики: учебник / Р.А. Хмельницкий, Н.Х. Талипов, Г.В. Чучева. – ЗАО «Издательство ИКАР», 2017.
- [6] Baranauskas, V. Nitrogen-doped diamond films / V. Baranauskas, B.B. Li, A. Peterlevitz, M.C. Tosin, S.F. Durrant // *Journal of Applied Physics*. – 1999. – Vol. 85(10). – P. 7455-7458. DOI: 10.1063/1.369378.

Method for the design of a multi-satellite space system for global continuous monitoring of the Earth

M. Ivanushkin
Samara National Research University
Samara, Russia
ivanushkin.mks@gmail.com

I. Tkachenko
Samara National Research University
Samara, Russia
innovatore@mail.ru

A. Krestina
Samara National Research University
Samara, Russia
krestina.av@ssau.ru

Abstract—The article considers approaches to the selection of design parameters of a multi-satellite space system for global continuous monitoring of the Earth. The objective of this research is to develop a method for determining the optimal parameters of a multi-satellite space system for global continuous monitoring of the Earth. Firstly, existing space-based observing systems of the Russian Federation and foreign multi-satellite space-based observing systems were analysed, secondly, the requirements for multi-satellite systems of global continuous monitoring of the Earth's surface were considered, thirdly, the main restrictions imposed by the technical capabilities of the ground segment and on-board equipment of the observing spacecraft were identified, and finally, a design problem for the synthesis of a multi-satellite space system for global continuous monitoring of the Earth's surface is formulated, taking into account the restrictions of the geographical location of ground receiving stations as well as the inter-satellite communications. As a result, a method of designing a multi-satellite space system for global continuous monitoring of the Earth was proposed.

Keywords— *small spacecraft, remote sensing space system, multi-satellite system, system design.*

1. INTRODUCTION

Nowadays, a high level of informatization of many human fields stipulates higher requirements to space systems in terms of the globality and the periodicity of Earth surface observation, operability of obtaining and delivering information to consumers. Consequently, there is a need to create multi-satellite space systems of Earth remote sensing, providing continuous global monitoring and aimed at solving a wide range of tasks.

2. THE CURRENT STATE OF DEVELOPMENT OF SPACE-BASED REMOTE SENSING SYSTEMS

The information obtained from Earth remote sensing space systems is widely used for solving problems in meteorology, emergency monitoring, environmental monitoring, agriculture, geology, cartography and many other areas of human activity [1].

Development of such technologies as "smart farming" and "big data" contributes to the fact that the demand for remote sensing data is constantly growing, therefore the market of remote sensing systems demonstrates 7...8 % annual growth and according to forecasts [1] will reach 3.5 billion USD by 2024. According to the European Association of Remote Sensing (EARSC) report the main consumption of remote sensing data is optical systems, 65 % of which are high spatial resolution satellite data. Fig. 1 shows statistics and forecasts of the number of remote sensing satellites launched into orbit.

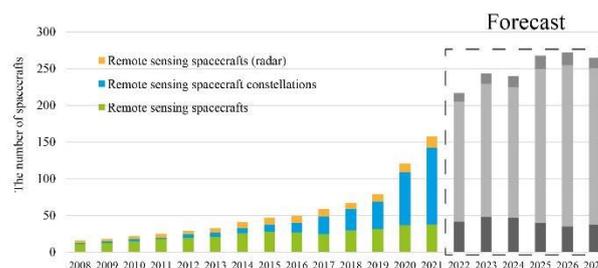


Fig. 1. Statistics and forecast of the number of remote sensing satellites launched into orbit

An analysis of existing space-based remote sensing systems has shown that in part of building modern remote sensing systems, there is a trend towards deploying multi-satellite constellations consisting of small satellites located on low circumferential sun-synchronous orbit with an altitude not exceeding 700 km [2]. The goal of such systems is to provide a global and uninterrupted view of the Earth.

Depending on the characteristics of sensors and orbital altitudes to ensure the globality and continuous overview (carrying out quasi-continuous imaging of the Earth's surface), a space surveillance system may include from several dozens to several hundreds of small satellites. A large number of spacecraft in an orbital constellation together with high-capacity sensors leads to an increase in volumes of information accumulated in the system. This problem can be solved by redistribution of information volumes between the satellites of a multi-satellite constellation through the organization of inter-satellite communication for prompt transfer of Earth remote sensing data to ground receiving stations.

In this regard, with the expected increase in the number of satellites in the orbital constellation, the urgent task is to develop a methodology for selecting design parameters of a multi-satellite space system providing global continuous monitoring of the Earth, taking into account the limited resources of onboard and ground data complexes, as well as technologies of inter-satellite communication.

3. A METHOD FOR SELECTING DESIGN PARAMETERS FOR A MULTI-SATELLITE SPACE SYSTEM FOR GLOBAL CONTINUOUS MONITORING OF THE EARTH

A. Design problem formulation for a multi-satellite space system for global continuous monitoring of the Earth's surface

The Earth remote sensing space system solving the tasks of global and continuous monitoring is a grouping of functionally interconnected spacecraft located on orbits so that

any point of the Earth at any moment of time falls within the view area of at least one remote sensing satellite. At the same time, prompt data transfer to the Earth must be ensured.

The operability of the space system for global and continuous coverage should not be worse than t_{op} , which varies from a few minutes to a few hours. Such values of operability of information delivery can be provided in two ways, either by means of information transfer from satellite to satellite, with subsequent transfer to ground receiving stations, or by means of developed ground infrastructure, which would have a large number of receiving stations on the whole territory of the Earth. However, the economic and political situation in the world limits the possibilities of the Russian Federation to locate ground receiving stations outside the territory of the country, thus, this paper considers the existing ground infrastructure of ground receiving stations of Russia, as well as the transmission of accumulated remote sensing information via inter-satellite communication links. A number of requirements for a multi-satellite space system for global continuous monitoring of the Earth's surface are formulated:

- global coverage of the Earth's surface ($B_{obs} = \{\varphi = \pm 90^\circ, \lambda = 0...360^\circ\}$);
- continuous coverage of the Earth's surface (periodicity - $t_{per} \approx 0$);
- imaging of the Earth's surface should be performed by optical-electronic sensors with a resolution of $R = 1...5$ m;
- the orbit of each satellite should be circular;
- each spacecraft should be equipped with instruments for inter-satellite communication;
- operability of information delivery should be minimized ($t_{op} \rightarrow \min$);
- central Earth angle between the constellation satellites must satisfy the condition $\Theta_{\min} < \Theta < \Theta_{\max}$ that the satellites are in line of sight for inter-satellite communication;
- existing ground infrastructure of Russian receiving stations must be used.

The problem of selection of design parameters of space system of global continuous coverage is formulated as follows. It is necessary to provide a required level of efficiency E in the process of operation of the space system of global continuous coverage at a minimum cost of creation of the system C_{sysr} . The design problem is to choose the parameters of the system F_{sysr}^* from the condition:

$$F_{sysr}^* = \arg \min \{C_{sysr} = f(X), E \leq \bar{E}\}.$$

Considering the following restrictions:

$$B_{obs} \geq \{\varphi = \pm 90^\circ, \lambda = 0...360^\circ\}$$

$$\Theta_{\min} < \Theta < \Theta_{\max}$$

$$t_{per} \leq t_{per}^r$$

$$Q_{oe} \geq Q_{oe}^r$$

where - X is the parameters of the orbital structure providing the minimum number of satellites to solve global and continuous coverage tasks; Q_{oe} is the characteristics of the optical-electronic equipment.

B. The proposed method

The proposed method is based on the selection of basic design parameters for a multi-satellite space system for global continuous coverage of the Earth from a variety of possible decisions satisfying a chosen criterion.

The proposed method includes:

- a model of the orbital structure of the space system providing the task of global and continuous monitoring of the Earth's surface;
- a model of information flows generated by Earth remote sensing equipment;
- a model of intervisibility of spacecraft, included into the orbital constellation;
- a model for information exchange between ground receiving station and spacecraft of the constellation;
- an algorithm for information stream control in a multi-satellite space system for global continuous monitoring of the Earth's surface operation
- an algorithm for choosing the optimum design parameters of a multi-satellite space system for global continuous monitoring of the Earth's surface from the set of solutions obtained by the selected criterion, taking into account the constraints on the design and ballistic characteristics.

4. CONCLUSION

A review of the present state of development of Earth remote sensing space systems is carried out. Requirements for multi-satellite systems of global continuous monitoring of the Earth's surface are considered. The main constraints imposed by technical capabilities of ground receiving stations and on-board equipment of observation spacecraft are defined. A statement of the design problem of synthesis of a multi-satellite space system for global continuous monitoring of the Earth's surface was formulated. A method for determining the design parameters of a multi-satellite space system for global continuous monitoring of the Earth is proposed.

ACKNOWLEDGMENT

The research carried out within the framework of the state assignment of the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (FSSS-2020-0017).

REFERENCES

- [1] Keith, A. Satellite-based Earth observation market prospects to 2027 / A. Keith, N. Larrea Brito. – Euroconsult, 2018.
- [2] Baklanov, A.I. New Horizons of Space Systems of High Resolution Optical and Electronic Earth Observation / A.I. Baklanov // Rocket and Space Instrumentation and Information Systems. – 2018. – Vol. 5(4). – P. 14-27.

Моделирование движения наноспутника с двойным вращением с упругой продольной осью

А.В. Дорошин
Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева
Самара, Россия
doran@inbox.ru

А.В. Ерёменко
Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева
Самара, Россия
yeryomenko.a@bk.ru

Аннотация—В работе рассматривается динамика составного наноспутника с двойным вращением. Наноспутник состоит из двух модулей - тела-носителя и подвижного модуля с быстро вращающимся внутренним ротором, что относит наноспутник к классу космических аппаратов с двойным вращением. Тело-носитель и подвижный модуль соединены посредством системы гибких стержней, изменение длин которых позволяет осуществлять угловые смещения наноспутника и тем самым управлять динамикой движения и пространственной ориентацией наноспутника.

Ключевые слова— наноспутник, система гибких стержней, подвижный модуль.

1. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время формат наноспутников все чаще используется для самых разных космических исследовательских программ и миссий, включая разработку спутниковых систем для дистанционного мониторинга Земли и изучение свойств верхних слоев земной атмосферы (например, это проекты Наноспутник-гиростат проектов MicroMAS-1 и MicroMAS-2A [1, 2]). Конструкция современных наноспутников в интересах повышения их функциональности может предусматривать установку подвижных модулей, способных совершать как поступательное, так и угловое движение относительно тела-носителя. Подвижный модуль может представлять собой различное функциональное оборудование такое как солнечные батареи, антенны связи, оптические элементы системы дистанционного зондирования Земли. При движении подвижного модуля относительно тела-носителя меняются моменты инерции и кинетический момент всего наноспутника, что в свою очередь влияет на его динамику. В подобных механических системах подвижный модуль может быть использован в качестве элемента пассивной системы стабилизации вращения или актуатором системы управления угловым движением наноспутника [3-5]. В настоящей работе строится математическая модель для последующего анализа динамики составного наноспутника с двойным вращением и управляемой упругой продольной осью, включая изучение возмущенного движения и переходу к хаотическим режимам динамики.

2. МЕХАНИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Рассмотрим системы координат, расположенные в центрах масс составных частей наноспутника с двойным вращением:

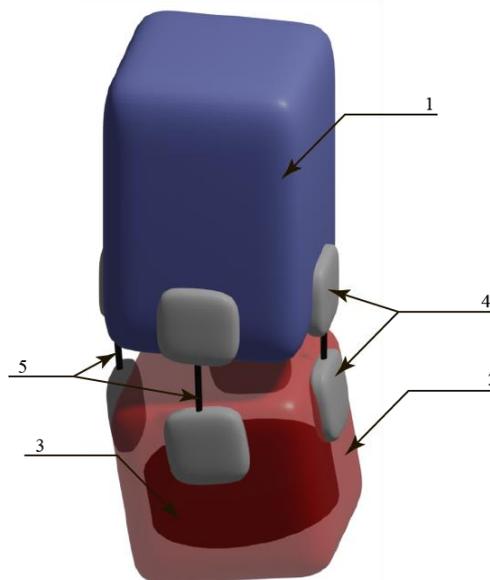
1. $CXYZ$ – система координат расположенная в центре масс всей составного наноспутника с двойным вращением, оси которой параллельны главным центральным осям инерции тела-носителя;

2. $C_1X_1Y_1Z_1$ – система координат расположенная в центре масс тела-носителя, оси которой параллельны главным центральным осям инерции тела-носителя;

3. $C_2X_2Y_2Z_2$ – система координат расположенная в центре масс подвижного модуля, оси которой параллельны главным центральным осям инерции подвижного модуля;

4. $C_3X_3Y_3Z_3$ – система координат расположенная в центре масс ротора, оси которой параллельны главным центральным осям инерции ротора.

Механическая модель наноспутника с двойным вращением представлена на Рис. 1.



1 – тело-носитель, 2 – подвижный модуль, 3 – ротор, 4 – система управления гибкими стержнями, 5 – гибкие стержни.

Рис. 1. Составной наноспутник с двойным вращением

3. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Математическая модель составного наноспутника с двойным вращением может быть построена на основе теоремы об изменении кинетического момента.

Общий кинетический момент составного наноспутника в системе координат $CZYZ$ имеет вид:

$$\mathbf{K} = \mathbf{K}_1 + \delta_{21}\mathbf{K}_2 + \delta_{31}\mathbf{K}_3 \quad (1)$$

где \mathbf{K} – кинетический момент всего наноспутника, \mathbf{K}_1 – кинетический момент тела-носителя, \mathbf{K}_2 – кинетический момент подвижного модуля, \mathbf{K}_3 – кинетический момент ротора, δ_{21} – матрица перехода из системы координат $C_2X_2Y_2Z_2$ в систему координат $CXYZ$, δ_{31} – матрица перехода из системы координат $C_3X_3Y_3Z_3$ в систему координат $CXYZ$.

Для анализа хаотического движения составного наноспутника с двойным вращением целесообразно использовать переменные Андуэйе-Депри, связанные с компонентами кинетического момента системы:

$$\begin{cases} K_{(1)} = \sqrt{G^2 - L^2} \sin l \\ K_{(2)} = \sqrt{G^2 - L^2} \cos l \\ K_{(3)} = L \end{cases} \quad (2)$$

где $K_{(i)}$ – компоненты вектора кинетического момента \mathbf{K} , G, L, l – переменные Андуэйе-Депри.

После перехода к переменным Андуэйе-Депри записывается гамильтониан механической системы:

$$\mathbf{H} = T + P = \frac{1}{2}(\mathbf{K}_1 \cdot \boldsymbol{\omega}_1 + \mathbf{K}_2 \cdot \boldsymbol{\omega}_2 + \mathbf{K}_3 \cdot \boldsymbol{\omega}_3) + P \quad (3)$$

где T – кинетическая, а P – потенциальная энергия наноспутника; \mathbf{H} – гамильтониан механической системы; $\boldsymbol{\omega}_i$ – угловые скорости частей составного наноспутника.

Общая запись динамических уравнений в переменных Андуэйе-Депри примет вид:

$$\dot{L} = -\frac{\partial \mathbf{H}}{\partial l} \quad \dot{l} = \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial L} \quad (4)$$

После записи возмущенных уравнений динамики в конкретизированном виде, учитывающем угловые

смещения подвижного модуля с ротором на управляемой упругой продольной оси, а также возможные внешние силовые факторы по построенным сечениям Пуанкаре осуществляется анализ динамики движения наноспутника, а также его переход к хаосу, что и является основными задачами настоящей работы. Сечение Пуанкаре построенное для случая движения наноспутника без внешних и внутренних возмущений представлено на Рис. 2.

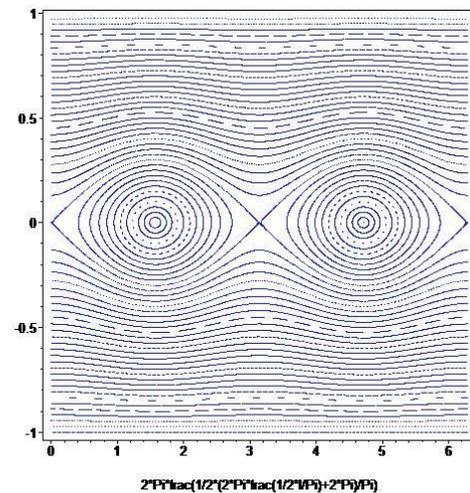


Рис. 2. Сечение Пуанкаре

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Doroshin, A. V Attitude control of nanosatellite with single thruster using relative displacements of movable unit / A.V. Doroshin, A.V. Eremenko // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G: Journal of Aerospace Engineering. – 2021. – P. 758-767.
- [2] Aslanov, V.S. Attitude dynamics of nanosatellite with a module on retractable beams / V.S. Aslanov, A.V. Doroshin, A.V. Eremenko // J. Phys.: Conf. Ser. – 2019. – Vol. 1260(11). – P. 112004. DOI: 10.1088/1742-6596/1260/11/112004.
- [3] Li, J. A survey on moving mass control technology / J. Li, C. Gao, C. Li // Aerosp Sci Technol. – 2018. – Vol. 82-83. – P. 594-606.

Стенд проверки цифровых устройств, выполняющих обработку на ПЛИС

В.А. Иванникова
Санкт-Петербургский
Политехнический
университет имени Петра Великого
Санкт-Петербург, Россия
ivannikova.va@edu.spbstu.ru

В.В. Давыдов
Санкт-Петербургский
Политехнический
университет имени Петра Великого
Санкт-Петербург, Россия
ВНИИФ Российской академии наук
Московская область, Россия
davydov_vadim66@mail.ru

П.Н. Горицков
Санкт-Петербургский
государственный
электротехнический университет
“ЛЭТИ” им. В. И. Ульянова (Ленина)
Санкт-Петербург, Россия

Аннотация—Предложены стенд и методика тестирования цифровых устройств на ПЛИС, выполняющих прием и обработку данных. Для тестирования цифрового устройства разработан проект ПЛИС с использованием преобразования Гильберта и дискретного преобразования Фурье. Выполнено измерение характеристик АЦП цифрового устройства.

Ключевые слова— ПЛИС, программное обеспечение, цифровая обработка сигналов, преобразование Гильберта, дискретное преобразование Фурье.

1. ВВЕДЕНИЕ

Встраиваемые вычислители решают широкий спектр задач в средствах связи, локации, навигации, управления, радиомониторинга и др. [1-4]. Во всех этих областях существует необходимость в программных и аппаратных решениях для получения, обработки и анализа поступающих данных. Для этого часто используются следующие аппаратные решения: универсальные процессоры, DSP-микропроцессоры, графические процессоры (GPU) и программируемые логические интегральные схемы (ПЛИС)

Устройства ЦОС на основе ПЛИС типа FPGA имеют следующие преимущества [5]:

- за счет параллельного выполнения операций достигается высокая скорость обработки;
- детерминированная задержка позволяет точно определять время выполнения вычислительных операций;
- возможность использования программных модулей, предоставляемых производителями ПЛИС;

Перечисленные преимущества ПЛИС типа FPGA обусловили их широкое применение при создании систем ЦОС для встраиваемых вычислителей.

Однако отладка работы системы ЦОС и ее взаимодействия с внешними узлами, как правило, является трудоемким и длительным процессом.

В то же время система ЦОС встраиваемого вычислителя часто содержит в своем составе АЦП. Поэтому одним из возможных способов проверки работоспособности системы ЦОС и ее сопряжения с внешними узлами заключается в реализации основных преобразований ЦОС после АЦП.

2. ТЕСТИРОВАНИЕ АППАРАТНЫХ СРЕДСТВ ОБРАБОТКИ И АНАЛИЗА ДАННЫХ

Тестируемое устройство содержит ПЛИС XСКU040-2FFVA1156I и АЦП EV10AQ190A. Тестовый программный проект для ПЛИС содержит два крупных программных модуля: связь с внешним аппаратным узлом и ЦОС. Подключение к АЦП мы проверяем с помощью правильной настройки подключаемых интерфейсов, а преобразование Гильберта (ПГ) позволяет сформировать комплексные отчеты, к которым применяется дискретное преобразование Фурье (ДПФ).

В тестируемом устройстве используются два интерфейса передачи данных: JTAG и Ethernet.

По интерфейсу JTAG выполняется программирование ПЛИС и передача результатов ЦОС на ПК. Это значительно упрощает отладку микросхем, поскольку исключается необходимость тестирования с осциллографом.

По интерфейсу Ethernet выполняется конфигурирование ПЛИС.

Входной сигнал поступает с АЦП на ПЛИС, где осуществляется ЦОС.

Проверка исправности цифрового устройства состоит из следующих этапов:

1. Проверка программного обеспечения (ПО). Для работы каждого узла пишется свой блок ПО. При проверке, в случае правильной работы этого модуля, блок считается исправным и прошедшим верификацию.

2. Схемотехническая отладка. Проверяются все контакты и узлы, подается питание, проверяется напряжение. Необходимость такой отладки обуславливается ошибками на производстве (некоторые контакты могут оказаться не пропаянными) и возможностью выхода из строя компонентов.

3. Тестирование внешних узлов и сопряжение с ними.

Инструментом анализа сигналов является преобразование Гильберта (ПГ) для получения аналитического сигнала, то есть сигнала, в спектре которого компоненты с отрицательными частотами отсутствуют, а его действительная часть равна исходному действительному сигналу. Аналитический сигнал определяется выражением:

$$s_c(t) = s_r(t) + js_i(t), \quad (1)$$

где $s_r(t)$ – исходный действительный сигнал, $s_i(t)$ – действительный сигнал, полученный путем применения преобразования Гильберта к исходному сигналу.

Дискретное преобразование Гильберта можно представить в следующем виде:

$$s_i(n) = \sum_{k=-\infty}^{+\infty} h(k)s_r(n-k), \quad (2)$$

где $h(k)$ – импульсная характеристика преобразователя Гильберта.

Полученный таким образом комплексный сигнал имеет широкое применение в ЦОС: получение мгновенного значения амплитуды для построения огибающей, формирование сигналов с однополосной модуляцией, квадратурная модуляция, определение мгновенной частоты и преобразование частоты.

После ПГ имеем набор временных комплексных отчетов. При помощи ДПФ преобразуем полученные значения в частотную область.

Основой ДПФ является непрерывное преобразование Фурье, задающееся следующим соотношением:

$$S(f) = \int_{-\infty}^{+\infty} s(t)e^{-j2\pi ft} dt \quad (3)$$

где $s(t)$ – непрерывный сигнал во временной области.

Вычисление значений $S(f)$ – дает возможность анализировать частотный состав сигнала. Для цифровой обработки сигналов актуально использование дискретного преобразования Фурье, которое определяется как дискретная последовательность $S(m)$ в частотной области:

$$S(m) = \sum_{n=0}^{N-1} s(n)e^{-j2\pi nm/N} \quad (4)$$

где $s(n)$ – дискретная последовательность значений, полученных после дискретизации во временной области непрерывного сигнала $s(t)$.

В нашем случае $s(n)$ – дискретная последовательность комплексных значений, полученных после подачи сигнала на АЦП и применения к сигналу ПГ.

Для упрощения цифровой обработки удобнее работать в системе полярных координат. Поэтому после ДПФ полученные данные проходят через программный модуль CORDIC – цифровой вычислитель поворота системы координат.

Тестирование осуществляется по следующей схеме:

1. Подается сигнал с генератора на АЦП с заданной частотой.
2. К полученным после АЦП значениям применяется преобразование Гильберта. Получаем комплексные отчеты.
3. Применяется преобразование Фурье.
4. Значения пропускаются через CORDIC.
5. Через JTAG передаем полученную информацию на компьютер для последующей обработки.
6. Устанавливаем новое значение частоты сигнала.

Описанное иллюстрируется рисунком 1.



Рис. 1. Схема системы тестирования

Результатом тестирования устройства является график амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) АЦП EV10AQ190A, представленный на рисунке 2.

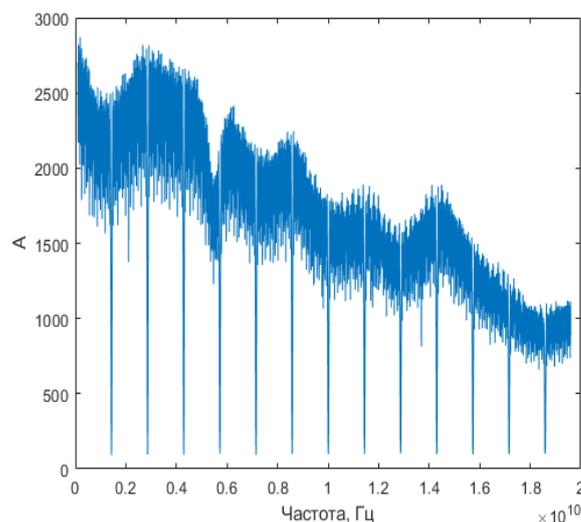


Рис. 2. АЧХ АЦП EV10AQ190A

Полученные результаты показывают устойчивую работу процесса тестирования.

3. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Создан стенд, обеспечивающий проверку узлов ЦОС. Написано программное обеспечение для работы стенда, произведено тестирование ПО цифрового устройства.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Voskoboynikov, M.A. Assessment of the view area of parachuted radio monitoring system an stabilization of flight under wind forcing / M.A. Voskoboynikov, A.S. Podstrigaev, V.V. Davydov // Journal of Physics: Conference Series. – 2019. – Vol. 1368. DOI: 10.1088/1742-6596/1368/4/042024.
- [2] Podstrigaev, A.S. Features of Transmission of Intermediate Frequency Signals over Fiber-Optical Communication System in Radar Station / A.S. Podstrigaev, R.V. Davydov, V.Y. Rud, V.V. Davydov // Lecture Notes in Computer Science. – 2018. – Vol. 11118. – P. 624-630. DOI: 10.1007/978-3-030-01168-0_56.
- [3] Sinitsyn, M.E. Analysis of the Sea Surface Influence on the Shape of Microwave Spiral Antenna Radiation Pattern / M.E. Sinitsyn, A.S. Podstrigaev, A.V. Smolyakov, V.V. Davydov // Antennas Design and Measurement International Conference (ADMInC). – 2019. – P. 72-74. DOI: 10.1109/ADMInC47948.2019.8969319.
- [4] Hwang, J. System level tools for DSP in FPGAs / J. Hwang // International Conference on Field Programmable Logic and Applications. – Springer, Berlin, Heidelberg, 2001. – P. 534-543.
- [5] Smolyakov, A.V. Design of DRFM-based Several Radar Targets Simulator Using FPGA / A.V. Smolyakov, A.S. Podstrigaev // IEEE Conference of Russian Young Researchers in Electrical and Electronic Engineering (EIConRus). IEEE, 2021. – P. 169.

Многофункциональный комплекс экологического мониторинга с оптическим каналом связи

Д.И. Исаенко
Санкт-Петербургский
государственный
университет
телекоммуникаций им.
проф. М.А. Бонч-Бруевича
Санкт-Петербург, Россия
isaenko-d@mail.ru

В.В. Давыдов
Санкт-Петербургский
политехнический
университет Петра
Великого
Всероссийский научно-
исследовательский
институт фитопатологии
Санкт-Петербург, Россия
davydov_vadim66@mail.ru

С.А. Родин
Санкт-Петербургский
государственный
университет
телекоммуникаций им.
проф. М.А. Бонч-Бруевича
Санкт-Петербург, Россия
psnp.174.sut@gmail.com

Б.К. Резников
Санкт-Петербургский
государственный
университет
телекоммуникаций им.
проф. М.А. Бонч-Бруевича
Санкт-Петербург, Россия
rznkff@gmail.com

Аннотация—В статье приводится описание разработанного многофункционального комплекса для постоянного мониторинга экологической обстановки с оптическим каналом связи. Рассмотрен принцип работы комплекса и его аппаратная часть. Предложены возможные модификации комплекса. Разработанный комплекс абсолютно модульный, что позволяет внести изменения в комплекс, для адаптации к любым требованиям.

Ключевые слова— Экологический мониторинг, оптический канал связи, SFP-модуль.

1. ВВЕДЕНИЕ

Некоторые новостные издания называют 2020 год – годом экологических катастроф в России. Разумеется, эти происшествия можно было бы избежать или минимизировать последствия. Для этого необходимо производить мониторинг на постоянной основе. В таком наблюдении нуждаются не только техногенно-опасные предприятия и территории, но и жилые массивы, транспортные артерии (автомобильные трассы, морские торговые пути, железнодорожные магистрали, нефте- и газопроводы). Иначе говоря, вся экосистема: вулканы, пожары, зоны подтоплений и другие стихийные бедствия [1].

2. ТРЕБОВАНИЯ К КОМПЛЕКСУ

При проектировании комплекса были введены следующие требования:

- Автономность и антивандальность. Комплекс должен работать автономно без участия человека, а также быть достаточно прочным, либо располагаться в месте, недоступном для обычного человека;
- Малые габариты;
- Малое энергопотребление;
- Возможность установки широкого набора датчиков. Поскольку специфика экологического мониторинга окружающей среды подразумевает замеры огромного количества параметров, нет экономического смысла в измерении всех параметров. Необходимо подбирать конкретные измеряемые параметры под конкретное размещение комплекса;

- Быстродействие обменом данных с центром обработки данных;
- Возможность смены способа передачи данных в зависимости от месторасположения комплекса.

3. СХЕМА КОМПЛЕКСА

На рисунке 1 представлена схема многофункционального комплекса экологического мониторинга с оптическим каналом связи, где Power Supply – блок питания, Transceiver – трансивер (приёмопередатчик) оптического сигнала, Sensor 1-3 – датчики, Microcontroller – микроконтроллерная плата, преобразующий данные с датчиков и передающий их на передатчик оптического сигнала.

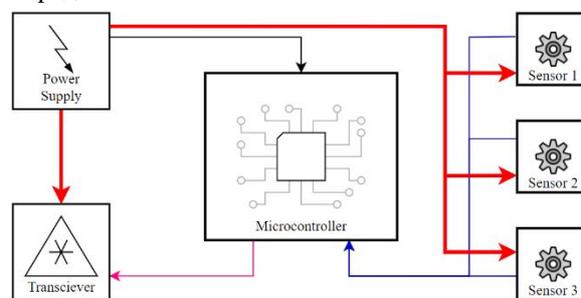


Рис. 1. Схема комплекса экологического мониторинга

4. СХЕМА ПИТАНИЯ

Подразумевается использование источника постоянного питания малой мощности с питанием от сети 220 В (50 Гц). В качестве примера выбран сетевой преобразователь ESP-15-5, имеющий необходимые параметры [2].

Данная модель выбрана с значительным запасом по мощности, так как нет данных о точном энергопотреблении всего комплекса мониторинга, и, в случае необходимости или наличия точных данных, возможна замена.

Однако, при размещении комплекса мониторинга в непосредственной близости к опорам линий электропередач или на самих опорах возможно организовать электропитания с сильного

электромагнитного поля. В таком случае применяется катушка индуктивности и выравнивающая напряжение схема до необходимых работе 5 В. При этом, параметры катушки индуктивности определяются индивидуально, в зависимости от мощности электромагнитного поля и энергопотребления используемых датчиков.

5. МИКРОКОНТРОЛЛЕРНАЯ ПЛАТА

В качестве устройства, берущего на себя функции преобразования сигнала с датчиков и его передачу на трансивер, выступает микроконтроллерная плата Arduino Nano. Выбор данного микроконтроллера обусловлен малыми габаритами и энергопотреблением, а также большим количеством документации. При этом, представляется возможным уменьшить энергопотребление микроконтроллера с помощью уменьшения частоты или аппаратных доработок [3].

6. ТРАНСИВЕР ОПТИЧЕСКОГО СИГНАЛА

Сейчас наиболее популярным стандартом сменных оптических трансиверов стали SFP модули (Small Form-factor Pluggable). Они представляют собой малогабаритные конструкции в металлическом корпусе (для механической защиты и электромагнитного экранирования) с выводами для подключения к слотам активного оборудования.

Для примера был выбран оптический SFP модуль GL-OT-SF14SC1-1550-1310 компании GIGALINK.

7. ДАТЧИКИ

Рынок предлагает широкий выбор различных датчиков мониторинга экологической обстановки, но стоит отметить, что конструкция комплекса мониторинга позволяет использовать практически любой вид датчиков не только для мониторинга экологической обстановки, но и, например, проводить метеорологические наблюдения.

В качестве примера будет производиться мониторинг следующих параметров:

- состояние воздуха (углекислый газ, формальдегиды, взвеси твёрдых частиц);
- направление и скорость ветра;

При необходимости список параметров, необходимых для мониторинга, можно увеличить многократно.

В качестве датчика углекислого газа CO₂ используется промышленный инфракрасный датчик MH-410D компании WINSEN. Принцип действия такого датчика основан на поглощении газом инфракрасного излучения. Различные газы имеют разные максимумы поглощения инфракрасного излучения, поэтому тип и концентрация газа могут быть определены через измерение и анализ кривой поглощения газом излучения [4].

Для определения широко спектра соединений формальдегида используется электрохимический датчик WINSEN ME3-CH₂O. В основе данного датчика лежит электрохимический процесс окисления целевого газа на рабочем электроде внутри электролитической ячейки. Ток, производимый в электрохимической реакции целевого газа, прямо пропорционален его концентрации.

Тогда концентрация газа может быть получена путем измерения значения тока [5].

Роль сенсора взвеси твёрдых частиц выполняет датчик WINSEN ZPH02. В его основе лежит технология инфракрасного обнаружения, способная обнаружить частицы диаметром от 1 мкм [6].

Для измерения скорости ветра (анемометрии) существует множество способов, главные из которых следующие:

- термоанемометрический;
- механический – с пропеллером (точнее, импеллером) или чашечной горизонтальной крыльчаткой (классический чашечный анемометр). Измерение скорости в этих случаях эквивалентно измерению частоты вращения оси, на которой закреплена пропеллер или крыльчатка;
- ультразвуковой – объединяет измерения скорости и направления.

Для измерения направления способов меньше:

- ультразвуковой;
- механический флюгер с электронным съёмом угла поворота. Для измерения угла поворота есть также много различных способов: оптические, резистивные, магнитные, индуктивные, механические.

В работе, для простоты, используются два отдельных механических датчика для определения скорости и направления ветра.

8. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной работе разработан многофункциональный комплекс для мониторинга окружающей среды с концепцией оптического канала связи. Произведен подбор компонентов для проектируемого комплекса. Разработанная концепция может быть использована организациями, работающими в области экологической безопасности.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] 2020-й стал годом экологических катастроф и катаклизмов. Кто за это ответит [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://66.ru/news/society/237356/> (01.01.2021).
- [2] 15W Single Output Switching Power Supply [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.meanwell.com/webapp/product/search.aspx?prod=EPS-15> (20.10.2020).
- [3] Про Ардуино и не только. Уменьшаем энергопотребление Ардуино [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://tsibrov.blogspot.com/2018/02/PowerConsumption.html> (25.02.2018).
- [4] Wincen Electronics. MH-410D NDIR CO₂ SENSOR [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.winsen-sensor.com/sensors/co2-sensor/mh-410d.html> (01.02.2022).
- [5] Wincen Electronics. Electrochemical Gas Sensor ME3-CH₂O [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.winsen-sensor.com/sensors/ch2o-gas-sensor/me3-ch2o.html> (01.02.2022).
- [6] Wincen Electronics. ZPH02 Particles Sensor [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.winsen-sensor.com/sensors/dust-sensor/zph02.html> (01.02.2022).

Высокоточная двухступенчатая система контроля положения зеркальных элементов космической обсерватории «Миллиметр»

П.С. Завьялов
Конструкторско-технологический
институт научного
приборостроения СО РАН
Новосибирск, Россия
zavyalov@tdisie.nsc.ru

С.Н. Макаров
Конструкторско-технологический
институт научного
приборостроения СО РАН
Новосибирск, Россия
makarovsn@tdisie.nsc.ru

М.Ф. Ступак
Конструкторско-технологический
институт научного
приборостроения СО РАН
Новосибирск, Россия
stupak@tdisie.nsc.ru

А.Г. Верхогляд
Конструкторско-технологический
институт научного
приборостроения СО РАН
Новосибирск, Россия
verhog@tdisie.nsc.ru

А.Г. Елесин
Конструкторско-технологический
институт научного
приборостроения СО РАН
Новосибирск, Россия
elesin.andrei@tdisie.nsc.ru

М.А. Завьялова
Конструкторско-технологический
институт научного
приборостроения СО РАН
Новосибирск, Россия
mzav@tdisie.nsc.ru

М.С. Кравченко
Конструкторско-технологический
институт научного
приборостроения СО РАН
Новосибирск, Россия
max@tdisie.nsc.ru

Д.С. Скоков
Конструкторско-технологический
институт научного
приборостроения СО РАН
Новосибирск, Россия
15823@mail.ru

Е.В. Власов
Конструкторско-технологический
институт научного
приборостроения СО РАН
Новосибирск, Россия
vlasov@tdisie.nsc.ru

А.В. Ермоленко
Конструкторско-технологический
институт научного
приборостроения СО РАН
Новосибирск, Россия
eralexx@tdisie.nsc.ru

Аннотация—В работе рассматриваются вопросы разработки высокоточной системы контроля положения элементов оптической системы обсерватории "Миллиметр". Показана необходимость применения двух измерительных каналов. В результате моделирования показано, что точность измерения углового положения панелей главного зеркала телескопа составит около 0,3".

Ключевые слова— обсерватория «Миллиметр», лазерный дальномер, метод ножа Фуко.

1. ВВЕДЕНИЕ

Обсерватория «Миллиметр» предназначена для использования в космическом пространстве. Имея диаметр главного зеркала 10 м, она не может быть доставлена на орбиту в развёрнутом состоянии в силу известных ограничений по габаритам ракет-носителей. Поэтому, конструкция такого телескопа является трансформируемой, а главное зеркало будет состоять из 96 сегментов.

После выведения телескопа на орбиту и его раскрытия необходимо обеспечить высокое качество изображения в оптической системе телескопа. Для этого требуется юстировка каждого оптического элемента таким образом, чтобы все сегменты главного зеркала работали как единое зеркало. Данная работа посвящена разработке опытного образца системы контроля зеркальной системы обсерватории «Миллиметр», предназначенного для высокоточного и надёжного контроля элементов

зеркальной системы телескопа после его выведения и раскрытия в космическом пространстве.

2. РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ

Главная задача, решаемая при создании и эксплуатации телескопов с составным зеркалом, это обеспечение высокого качества изображения. Для этого требуется разработка надежных методов контроля положения используемых зеркальных элементов. Передовым инструментом в данной области является James Webb Space Telescope (JWST) [1, 2], запущенный в декабре 2021 г. Его главное зеркало состоит из 18 сегментов и имеет диаметр 6,5-метров. Для первоначальной юстировки такой оптической системы на орбите будет применяться метод настройки по изображению точечного источника, в котором путем небольших смещений зеркал сначала будут идентифицироваться, а затем фокусироваться и сводиться в одну точку пятна от отдельных элементов [3, 4]. Обнаружить, идентифицировать и переместить блики от сегментов его зеркала долгий и сложный процесс. Выполнить подобную задачу с главным зеркалом обсерватории «Миллиметр» очень трудоемко, так как сложно разделить блики от 96 сегментов (Рис. 1).

Поэтому, в соответствии со спецификой решаемой задачи (большой динамический диапазон контролируемых параметров $\geq 10^6$), разработан оригинальный подход [5]. Система из двух самостоятельных измерительных каналов –

предварительной настройки (первый канал) на базе лазерного 3D-сканера [6] и точной настройки (второй канал) – анализатора [7]. Необходимость применения двух методов измерения обусловлена низкой точностью механических систем раскрытия телескопа в космическом пространстве. Анализатор позволит получить необходимое качество оптической системы телескопа, но для его работы необходимо получить пятно рассеяния диаметром менее 50 мм. Такую точность раскрытия не обеспечивает механика телескопа. Поэтому для предварительной настройки зеркал телескопа должна использоваться измерительная система, обладающая большим диапазоном измерений – лазерный дальномер-интерферометр с модуляцией длины волны излучения.

Для измерения первым каналом положения зеркальных элементов на каждом из них будут расположены контрольные метки в виде зеркальных сфер. Будут определены их угловые координаты и относительное положение по углу в собственной системе координат до запуска телескопа в космическое пространство и после выведения на заданную орбиту. В результате будут получены отклонения каждой контрольной метки от расчетного положения, которые будут скомпенсированы механикой телескопа.

При испытаниях в нормальных климатических условиях 3D-сканер продемонстрировал следующие характеристики:

- Дальномерный канал: при контроле положения метки на расстоянии 10 м разрешение сканера (среднеквадратичное отклонение) составляло менее 0,7 мкм.
- Угломерные каналы: значения среднеквадратичного отклонения для углов 3,0°; 2,5°; 1,0°; 0°; – 1,0°; – 2,5°; – 3,0° не превышала 0,5"

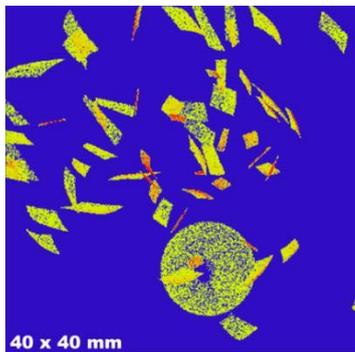


Рис. 3. Модельное изображение в фокальной плоскости телескопа обсерватории «Миллиметрон» после раскрытия

Второй канал реализует финальную юстировку рефлекторов с помощью метода ножа Фуко. Оптическая система реализуется таким образом, что каждый элемент исследуемого составного зеркала будет занимать строго определенное положение на изображении, которое не меняется от его угла наклона и линейного смещения (Рис.2).

Вместо этого, в зависимости от положения ножа Фуко, изображение каждого отдельного элемента на фукограмме будет иметь свою яркость, по которой можно определить наклон или смещение этого элемента. По

направлению угасания изображения элемента главного зеркала при сканировании фокальной плоскости можно также оценить величину расфокусировки каждого элемента. В результате моделирования в программном пакете Zemax системы контроля установлено, что точность измерения углового положения панелей главного зеркала телескопа может составить не менее 0,3".

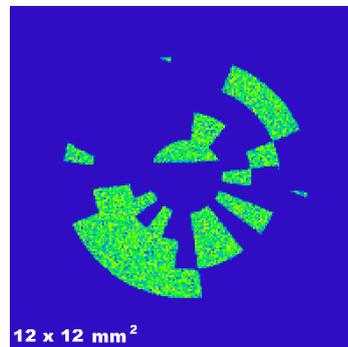


Рис. 4. Фукограмма при перекрытии ножом Фуко половины пятен

3. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе представлены предварительные результаты разработки двухканальной системы контроля телескопа космической обсерватории «Миллиметрон». Погрешность работы 3D-сканера составила 9 мкм, 2", что обеспечит пятно рассеяния в фокальной плоскости телескопа диаметром не более 50 мм. Точность измерения углового положения панелей главного зеркала анализатором составит не менее 0,3".

ЛИТЕРАТУРА

- [1] James Webb space telescope Goddard space flight center [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.jwst.nasa.gov/content/observatory/ote/mirrors/index.html> (22.02.2022).
- [2] Knight, J.S. Predicted JWST imaging performance / J.S. Knight, P. Lightsey, A. Barto // Space Telescopes and Instrumentation: Optical, Infrared, and Millimeter Wave. Proc. SPIE. – 2012. – Vol. 8442. – P. 84422G-1–84422G-13. DOI: 10.1117/12.926817.
- [3] Contos, A.R. Verification of the James Webb Space Telescope (JWST) wavefront sensing and control system / A.R. Contos, D.S. Acton, A.A. Barto // Space Telescopes and Instrumentation: Optical, Infrared, and Millimeter. – 2008. – P. 70100S-1–70100S-13. DOI: 10.1117/12.786984.
- [4] Knight, J.S. Image quality verification analysis of the JWST / J.S. Knight, P. Lightsey, A. Barto, D.S. Acton // Modeling, Systems Engineering and Project Management for Astronomy IV. Proc. SPIE. – 2010. – Vol. 7738. – P. 77381Z-1–77381Z-8. DOI: 10.1117/12.858348.
- [5] Zavyalov, P.S. Development of a two-channel system for monitoring the mirror elements of the Millimetre space observatory / P.S. Zavyalov, S.N. Makarov, A.V. Smirnov // Appl. Opt. – 2022. – Vol. 61. – P. 588-596.
- [6] Макаров, С.Н. Математическое моделирование работы 3D-сканера при контроле зеркальной системы обсерватории «Миллиметрон» / С.Н. Макаров, А.Г. Верхогляд, М.Ф. Ступак, Д.А. Овчинников, Ю.А. Оберемок // Компьютерная оптика. – 2021. – Т. 45, № 4. – С. 541-550. DOI: 10.18287/2412-6179-CO-833.
- [7] Zavyalov, P.S. Control and positioning system for reflector of "Millimetre" observatory: design and development / P.S. Zavyalov, M.S. Kravchenko, E.S. Zhimuleva // Optoelectron. Instrum. Data Process. – 2020. – Vol. 56. – P. 356-367. DOI: 10.3103/S8756699020040159.

Design analysis of the aerodynamic deorbiting system for Earth remote sensing small spacecraft

A. Krestina
Samara National Research University
Samara, Russia
krestina.av@ssau.ru

I. Tkachenko
Samara National Research University
Samara, Russia
innovatore@mail.ru

M. Ivanushkin
Samara National Research University
Samara, Russia
ivanushkin.mks@gmail.com

Abstract—In recent years, the rapid increase in the number of Earth remote sensing small spacecraft as part of multi-satellite constellations has attracted more and more attention. Various methods are proposed for solving the problem of deorbiting such satellite at the end of their lifetime, including the use of aerodynamic devices. In this paper, we analyze several possible designs of the aerodynamic deorbiting system for Earth remote sensing small spacecraft not equipped with a propulsion system.

Keywords— small spacecraft, Earth remote sensing, de-orbiting system, design, aerodynamic system.

1. INTRODUCTION

The current trend towards the deployment of multi-satellite constellations of the Earth remote sensing has negative consequences. As a result of mass launches of small spacecraft, including nano- and micro-class, into low Earth orbits, the amount of potential space debris is increasing [1]. The desire to miniaturize optoelectronic equipment for spacecraft for Earth remote sensing leads to an increase in the number of nano- and microsatellites. Due to mass and dimension constraints, it is not always possible to equip such spacecraft with propulsion systems to deorbit them after the target function has been completed. Therefore, the use of aerodynamic devices for deorbiting has attracted special attention in recent years. They belong to the class of passive deorbiting systems, do not require significant power supply capacity on board, are simple in execution, and also have a sufficiently small mass and do not take up a large volume when folded. All this makes such systems promising means for deorbit of the Earth remote sensing small spacecraft.

Evaluation of the effectiveness and selection of the type of deorbiting system for small spacecraft for various purposes, carried out in previous studies, indicated the need to develop a reliable and efficient design of an aerodynamic device that can ensure the opening or inflation of the sails and the functioning of the deorbiting system after a collision with micrometeorites [2]. In order to select the most efficient option for deorbit of the Earth remote sensing, this study evaluates possible configurations of the aerodynamic system. After that, it becomes possible to develop a design appearance of a passive deorbiting system and create a flight model.

2. POSSIBLE CONFIGURATIONS FOR AERODYNAMIC DEORBIT DEVICE

A. Overview of existing designs for an aerodynamic deorbit device

Currently, aerodynamic devices are the most prevalent method to deorbit of satellites from low Earth orbit. With a certain midsection area to mass ratio at altitudes equal to or below 800 km, such devices can be deployed to increase aerodynamic drag. This accelerates of deorbiting and

corresponds to the requirement to limit the ballistic lifetime of spacecraft to 25 years. Recently, aerobraking technology has been implemented in several small spacecraft missions, and prototypes are being developed by several companies and organizations that are becoming more advanced.

Most often, existing projects use an aerodynamic device in the form of a plane sail with various configuration options for composite segments (Fig. 1a). A similar design was used in such missions as NanoSail-D2, CanX-7, Inflatesail, RemoveDebris, TechDemoSat-1, Icarus-1, dragNET De-Orbit System [3]. Another option is an inflatable balloon with several sections (Fig. 1b) [4]. The main elements of this type of systems, as a rule, are an aerodynamic device, a storage subsystem, an inflation device, and a controller the deorbiting system. Among the proposed configurations of the aerodynamic device, in addition to a plane sail and an inflatable sphere, a pyramid is also distinguished (Fig. 1c). An example of a pyramidal sail is the Mayak Cubesat 3U small spacecraft of the Moscow Polytechnic University. In addition, more complex designs of an aerodynamic device for deorbiting (Fig. 1d) are proposed, containing inflatable rods or representing a toroid [5].

Two significant disadvantages of aerodynamic deorbiting systems are: (1) the vulnerability of the inflated balloon to small space debris and micrometeorites, and (2) the complexity of the deployment mechanism. In this regard, it becomes relevant to choose the shape and design of the aerodynamic device, which would ensure its performance even after the rupture of the shell.

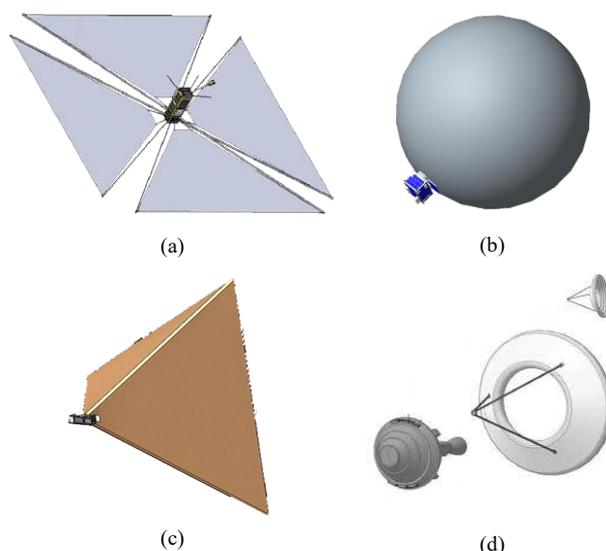


Fig. 1. Forms of the existing aerodynamic deorbiting system

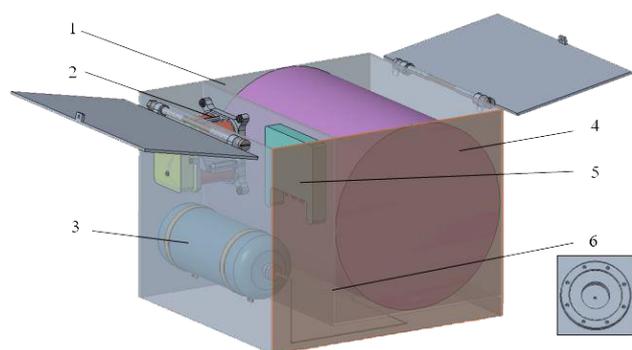
Б. Design of an aerodynamic deorbiting for Earth remote sensing small spacecraft

In the framework of this paper, an original design of a spherical inflatable device is proposed as part of an aerodynamic deorbiting system for nano- and microsatellites for Earth remote sensing.

To ensure the deorbiting process, the following design of the aerodynamic system is proposed:

- An aerodynamic device, which is a spherical inflatable balloon, divided from the inside into segments.
- Storage container, in which the folded aerodynamic device is located during the execution of the target function of the small spacecraft.
- Deployment and inflation subsystem, which is a gas generator with gas supply tubes.
- Control subsystem for managing the deorbiting system, which is a controller. After the end of the lifetime of the satellite, a command is issued to open the storage container, then to open the aerodynamic device, turn on the gas generator and fill each segment of the shell in turn with gas through a double-leaf valve at the place where the tube is attached to the shell.

The storage container contains the aerodynamic device, the gas generator, the additional power supply of the deorbiting system, and the controller (Fig. 2).



1 - storage container; 2 - power supply; 3 - gas generator; 4 - folded aerodynamic device; 5 - controller; 6 - flange mounting aerodynamic device

Fig. 2. Design of the aerodynamic deorbiting system for Earth remote sensing small spacecraft

During the operation of a small spacecraft in orbit, various factors of outer space act on it, and therefore it is necessary to ensure reliable storage of the inflatable shell of the aerodynamic device. For this, a storage container is proposed that can be integrated into the onboard composition of a microsatellite or an additional unit of a nanosatellite, providing it with additional solar panels if necessary.

3. CONCLUSION

As a result of the study, an analysis was made of existing projects and missions that implement aerodynamic braking technology to deorbit of the small spacecraft. The main forms of the aerodynamic device and the configuration of the system are considered. An original design of an aerodynamic deorbiting system of nano- and microsatellites for Earth remote sensing is proposed. This configuration takes into account the constraints of such devices in terms of mass, power supply capacity and dimensions, as well as the risk of rupture of the inflatable shell when space debris or micrometeorites enter it.

REFERENCES

- [1] IADC Space Debris Mitigation Guidelines [Electronic resource]. – Access mode: https://www.unoosa.org/documents/pdf/spacelaw/sd/IADC-2002-01-IADC-Space_Debris-Guidelines-Revision1.pdf (01.11.2021).
- [2] Krestina, A.V. Determining design characteristics of the de-orbiting system for the small satellite / A.V. Krestina, I.S. Tkachenko // AIP Conference Proceedings. – 2021. – Vol. 2318.
- [3] State-of-the-Art Small Spacecraft Technology [Electronic resource]. – Access mode: <https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa/deorbit-systems#references> (01.11.2021).
- [4] Roddy, M. Development of a Solid-State Inflation Balloon for Aerodynamic Drag Assisted Deorbit of CubeSats [Electronic resource]. – Access mode: http://uniseconglobal.org/ddc/pdf/1st/06_MorganRoddy_pre.pdf (01.11.2021).
- [5] Alpatov, A.P. The development of structural design and the selection of design parameters of aerodynamic systems for deorbiting upper-stage rocket launcher / A.P. Alpatov, O.S. Paliy, O.D.Skorik // Sci. innov. – 2017. – Vol. 13(4). – P. 29-39.

Критерии оценки качества дистанционного зондирования Земли группой БПЛА

М.Ф. Степанов
Саратовский государственный
технический университет,
Саратов, Россия
mfstepanov@mail.ru

А.М. Степанов
Саратовский филиал Пенсионного
фонда России,
Саратов, Россия
amstepanov@mail.ru

О.М. Степанова
ООО «Реестр РН»
Саратов, Россия
omstepanova@mail.ru

Аннотация—В задачах дистанционного зондирования Земли осуществляется анализ фото- видеоданных исследуемой территории для получения информации не только о состоянии поверхности, но и в определенной степени о подстилающих слоях грунта. Оперативное выявление изменений состояния территории осуществимо только на актуальных исходных данных. Получение актуальных данных требует регулярного проведения обследования территории. Более экономичным является проведение обследования с использованием БПЛА, а при наличии ограничений на время проведения исследований целесообразно применение групп БПЛА. В этом случае вопросы качества обследования и эффективности использования технических средств становятся первостепенными. В работе предлагается подход к управлению группами БПЛА при проведении обследования территории, основанный на использовании критериев оценки качества проведения обследования.

Ключевые слова— Критерии качества управления, БПЛА, интеллектуальная система управления, управление группой роботов.

1. ВВЕДЕНИЕ

Задачи дистанционного зондирования предусматривают наличие актуальных данных состояния исследуемой территории. Получение достоверных данных часто сопряжено с определенными трудностями. Например, спутниковые данные могут быть искажены атмосферными явлениями вплоть до полного отсутствия возможности наблюдения за счет наличия плотной облачности. Использование самолетной аэрофотосъемки сопряжено с большими финансовыми затратами, а также с ограничениями доступности в некоторые области исследуемых территорий. Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) как роботы-разведчики значительно экономичнее своих «больших» пилотируемых собратьев, но и возможности БПЛА значительно скромнее.

2. МОДЕЛЬ И МЕТОД

Очевидно, что возможности БПЛА при решении задач дистанционного зондирования могут быть скромными в связи с малой грузоподъемностью, а, следовательно, необходимостью использования малогабаритной аппаратуры с меньшей разрешающей способностью. В связи с этим для получения данных зондирования с высокой разрешающей способностью необходимо проводить исследования с использованием БПЛА на относительно более низких высотах полета. Как следствие, для охвата заданной территории требуется больше времени на проведение исследований. Однако в связи с относительной дешевизной широко используются группы зондов-исследователей.

При этом встает задача группового управления [1] БПЛА-зондами, включающая целый ряд самостоятельно сложных подзадач, в том числе: задачи разбиения исследуемых территорий на подобласти, их распределение между членами группы, оптимизация качества решения задач зондирования с учетом неоднородности членов группы БПЛА-зондов, перераспределение задач между БПЛА-зондами при изменении состава группы и/или внешней обстановки и т.д.

В зависимости от степени однородности состава группы роботов-разведчиков возможны как конкурентный [1], так и итерационный [2], [3] варианты распределения подзадач между роботами-разведчиками.

В работе [4] для управления группой роботов-разведчиков используются интеллектуальные самоорганизующиеся системы управления (ИССАУ)[5], использующие интеллектуальный решатель задач на базе планирующих искусственных нейронных сетей [6].

Для достижения поставленной глобальной цели (совокупности целей) реализуется иерархическое взаимодействие ИССАУ роботами-разведчиков, предусматривающее постановку задач подчиненным (младшим ИССАУ) и оценку результатов из деятельности. Построение последовательности действий (закон управления) по достижению поставленной цели каждым роботом-разведчиком осуществляется решателем задач ИССАУ.

Разнообразие возможных вариантов построения систем управления группой роботов-разведчиков обуславливает необходимость введения критериев оценки качества результатов решения задачи исследования:

Критерий полноты охвата территории

$$J_1 = \sum_{i=1}^N (P_i^r / P_\Omega^r),$$

где P_i^r - площадь территории, обследованной i -м роботом, P_Ω^r - общая площадь исследуемой территории Ω , N - количество роботов в группе G .

Время обследования территории

$$J_2 = \sup_{i=1, N} (T_i^r) / T_{\text{sup}}^r,$$

где T_i^r - время, затраченное i -м роботом на обследование заданной ему зоны территории, T_{sup}^r - предельно допустимое время обследования территории Ω всеми роботами группы G .

Доля времени занятости робота по отношению к общему времени работы всей группы

$$J_3 = \inf_{i=1, N} \overline{(T_i^r / T_G^r)},$$

где T_G^r - общее время обследования территории всеми роботами группы.

Доля общего времени простоя роботов за время обследования

$$J_4 = (\sum_{i=1}^N (T_G^r - T_i^r)) / (N \times T_G^r).$$

Критерий качества проведения исследования

$$J_5 = \sum_{i=1}^N \alpha_i^O J_i^O,$$

$$J_i^O = K_i^P \sum_{j=1}^{n_i^P} Q_{ij}^P (P_{ij} / P_i),$$

$$K_i^P = \text{if}(P_i \leq P_i^{\text{lim}}) \text{then}(1) \text{else}(P_i^{\text{lim}} / P_i),$$

где J_i^O - критерий оценки качества исследования i -м роботом-исследователем заданной территории площадью P_i , включающей n_i^P областей площадью P_{ij} , качество обследования которых задается нормированным показателем Q_{ij}^P , $|Q_{ij}^P| \leq 1$, K_i^P - коэффициент, учитывающий соотношение площади территории, заданной для исследования и предельно допустимой площади для i -го робота за заданное время.

Обобщенный аддитивный критерий

$$J = \sum_{i=1}^5 \alpha_i J_i,$$

где α_i - весовые коэффициенты.

Алгоритм управления группой роботов при распределении/перераспределении подзадач между роботами осуществляет выбор варианта, доставляющего наименьшую оценку значения обобщенного критерия J . Для достижения поставленной цели используются средства планирования действий [6] интеллектуальных самоорганизующихся систем управления [5] БПЛА группы зондов-исследователей.

3. РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

Предложенная система критериев оценки качества результатов дистанционного зондирования Земли с

использованием БПЛА пока учитывает «расходную составляющую» непосредственно на проведение исследований. Иначе говоря, собственно качество получаемых фото и видео материалов остается в стороне. Предполагается, что используемая аппаратура для проведения исследований позволяет получить необходимое качество данных при соблюдении установленных требований к скорости и высоте движения летательного аппарата.

Направления дальнейших исследований предполагают анализ зависимости качества получаемых данных от характера процессов маневрирования как отдельных БПЛА, так и всей группы БПЛА в целом.

БЛАГОДАРНОСТИ

Данная работа продолжает исследования, поддержанные грантами РФФИ 13-07-00647, 15-07-99684.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Каляев, И.А. Модели и алгоритмы коллективного управления в группах роботов / И.А. Каляев, А.Р. Гайдук, С.Г. Капустян. - М.: Физматлит, 2009. - 280 с.
- [2] Дивеев, А.И. Исследование синтезированного оптимального управления группой роботов при наличии неопределенностей / А.И. Дивеев, Е.Ю. Шмалько // Надежность и качество сложных систем. - 2020. - № 2(30). - С. 10-19. DOI 10.21685/2307-4205-2020-2-2.
- [3] Каляев, И.А. Самоорганизующиеся распределенные системы управления группами интеллектуальных роботов, построенные на основе сетевой модели / И.А. Каляев, С.Г. Капустян, А.Р. Гайдук // Управление большими системами: сборник трудов. - 2010. - № 30-1. - С. 605-639.
- [4] Степанов, М.Ф. Исследование алгоритмов функционирования интеллектуальной системы управления разведывательным робототехническим комплексом / М.Ф. Степанов, А.М. Степанов, Д.Ю. Петров, О.М. Степанова // Экстремальная робототехника. - 2021. - Т.1, № 1. - С. 136-142.
- [5] Степанов, М.Ф. Интеллектуальные самоорганизующиеся системы автоматического управления: монография / М.Ф. Степанов. - Саратов: Саратов. гос. техн. ун-т, 2002. - 112 с.
- [6] Степанов, М.Ф. Нейронные сети для планирования решения задач теории автоматического управления / М.Ф. Степанов // Проблемы управления. - 2004. - № 2. - С. 66-71.

Восстановление временных серий ежедневных значений дистанционных характеристик растительного покрова на основе LOWESS по данным различных спутниковых систем

Д.Е. Плотников
Институт космических
исследований РАН
Москва, Россия
dmitplot@yandex.ru

П.А. Колбудаев
Институт космических
исследований РАН
Москва, Россия
kolbudaev@smis.iki.rssi.ru

А.М. Матвеев
Институт космических
исследований РАН
Москва, Россия
a_matveev@smis.iki.rssi.ru

Е.А. Лупян
Институт космических
исследований РАН
Москва, Россия
smis@smis.iki.rssi.ru

А.А. Прошин
Институт космических
исследований РАН
Москва, Россия
andry@smis.iki.rssi.ru

Аннотация—В работе рассматривается метод локально-скользящей взвешенной регрессии LOWESS и его использование для однотипного формирования гармонизированных безоблачных сезонных и многолетних рядов ежедневных наблюдений растительного покрова России на примере четырёх различных спутниковых систем: VIIRS (NPP), Terra/Aqua(MODIS), Sentinel-2A\B (MSI), Метеор-М-2\2.2(KMCC).

Ключевые слова— спутниковый мониторинг, временные ряды, интерполяция, ежедневные композиты, LOWESS, Sentinel-2, MODIS, VIIRS, KMCC.

1. ВВЕДЕНИЕ

Спутниковый мониторинг растительного покрова является эффективным инструментом получения объективной, высокодетальной и оперативной информации о характеристиках растительности на больших территориях[1,2]. При дистанционной оценке некоторых типов растительного покрова и для выявления изменений необходимо использование достаточно частых наблюдений земной поверхности, что может быть обеспечено действующими спутниковыми системами VIIRS (NPP), Terra/Aqua(MODIS), Sentinel-2A\B (MSI), Метеор-М-2\2.2(KMCC) и других. Формированию непрерывных и однородных рядов спутниковых наблюдений земной поверхности в оптическом диапазоне длин волн препятствует влияние облачности, теней от неё и снежного покрова. Для создания безоблачного спутникового изображения на большие территории зачастую используется классический подход, включающий расчёт масок мешающих факторов с последующей агрегацией оставшихся после маскирования чистых наблюдений, полученных за фиксированный интервал времени (временное композирование) [3]. Длинный интервал композирования снижает возможности датировки событий изменений, но обеспечивает высокую наполненность безоблачными измерениями, а короткий интервал композирования позволяет получить более актуализированное изображение, но сопряжен с большим числом пропусков.

Для создания масок облачности и теней и улучшения результатов композирования используются доступные сенсору мультиспектральные индексы, каналы теплового диапазона длин волн, что придает сенсорную специфику этим подходам. Кроме этого, может использоваться локальная статистика для исключения остаточных выбросных измерений и пост-обработка в виде пространственного анализа значений яркости для уточнения границ облачности и теней. Для восстановления пропущенных значений в композитных изображениях на последнем этапе обычно производится интерполяция временных рядов этих изображений на основе оставшихся чистых измерений[3].

2. МЕТОД

В настоящей работе демонстрируются возможности метода локально-скользящей взвешенной регрессии полиномами LOWESS[4] для восстановления сезонных и многолетних временных серий безоблачных ежедневных наблюдений земной поверхности минуя этапы создания масок мешающих факторов и временного композирования. Ввиду минимальных требований, указанный метод оказывается применим к данным различных спутниковых систем уровня обработки L2A, обеспечивающих достаточную частоту повторных наблюдений. Для работы метод использует сезонную временную серию всех значений целевого индикатора (вегетационного индекса или измерений в отдельном канале), а в качестве веса наблюдения могут использоваться соответствующие ему значения характеристики, которая чувствительна к наличию мешающих факторов, например, нормализованный разностный индекс NDSI (Normalized Difference Snow Index) (рис. 1).

В общем случае в качестве метрики веса наблюдения может быть использована любая нормализованная величина, позволяющая определить ценность конкретного измерения для построения модели, описывающей сезонную динамику спектральных характеристик растительного покрова. Например, в

отсутствие необходимых для вычисления NDSI спектральных каналов у спутниковой системы Meteor-M-2/2.2, для построения временных серий ежедневных измерений по данным прибора KMCC указанный метод использует метрику пространственного несовпадения с актуализированным безоблачным эталоном, полученным по данным другой спутниковой системы[5].

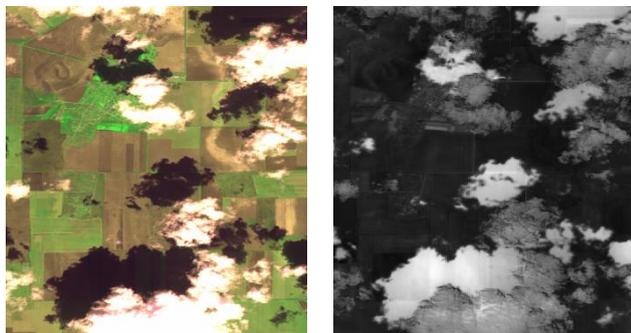


Рис 1. Изображение Sentinel-2 (MSI) в естественном синтезе и соответствующее ему изображение NDSI, 3.09.2021, Крым

В соответствии с концепцией метода LOWESS, непараметрическая модель для описания сезонной динамики безоблачных измерений земной поверхности формируется на основе агрегации множества оценок аппроксимирующих полиномов низкой степени. В настоящей работе использовались полиномы второй степени, при оптимизации использовался метод наименьших квадратов. При поиске аппроксимирующего локального полинома вместо классической формулировки $y=f(x_i,b)+e$ задача оптимизации формулируется в виде $y=f(x_i,W_i,b)+e$, а при расчете функции потерь и минимизации остатков $\sum(y_i-f_i(x)) \rightarrow \min$ учитывается вес соответствующего наблюдения W_i .

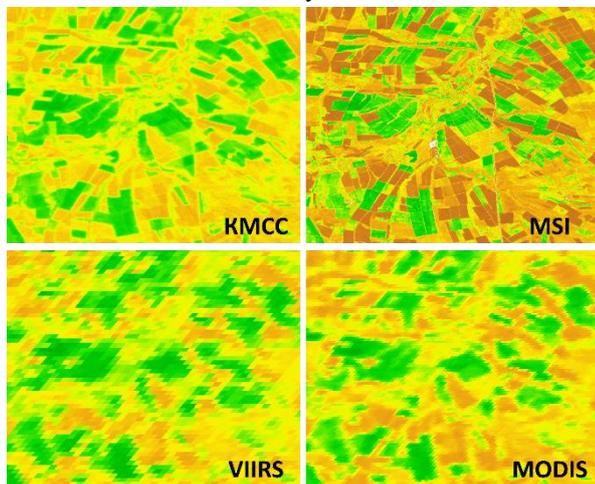


Рис 2. Результаты восстановления безоблачного изображения NDVI за одну дату (1 мая 2020 года) участка территории Воронежской области по данным четырёх различных спутниковых приборов описанным методом

Описанный подход при построении безоблачных временных рядов использует только сезонный набор всех дистанционных измерений, сопровождаемых оценкой

качества, обеспечивая, таким образом, простую и полную переносимость метода при работе с данными других спутниковых систем (рис. 2). В частности, в результате технологической реализации разработанного метода в ИКИ РАН на протяжении нескольких последних лет было развернуто и производится регулярное автоматическое построение ежедневных безоблачных восстановленных изображений на территорию РФ и сопредельных стран по данным различных сенсоров.

3. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Созданный метод локально-скользящей взвешенной регрессии полиномами LOWESS и соответствующая технология позволяют автоматически восстанавливать ежедневные безоблачные мультиспектральные изображения с различных сенсоров и спутниковых систем (MODIS, VIIRS, MSI, KMCC-M/KMCC-2) на большие территории, минуя этапы создания масок мешающих факторов и временного композирования. Разработанный метод обладает достаточной гибкостью и просто переносится на данные других спутниковых систем.

БЛАГОДАРНОСТИ

Работа выполнена в рамках темы «Мониторинг» (госрегистрация № 122042500031-8) с использованием ресурсов Центра коллективного пользования «ИКИ-Мониторинг» [6].

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Плотников, Д.Е. Метод автоматического распознавания сельскохозяйственных культур на основе спутниковых данных и имитационной модели развития растений / Д.Е. Плотников, С.А. Хвостиков, С.А. Барталев // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2018. – Т. 15, № 4. – С. 131-141. DOI: 10.21046/2070-7401-2018-15-4-131-141.
- [2] Плотников, Д.Е. Оценка точности выявления посевов озимых культур в весенне-летний период вегетации по данным прибора MODIS / Д.Е. Плотников, С.А. Барталев, Е.А. Лупян, В.А. Толпин // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2017. – Т. 14, № 4. – С. 132-145. DOI: 10.21046/2070-7401-2017-14-4-132-145.
- [3] Барталев, С.А. Спутниковое картографирование растительного покрова России / С.А. Барталев, В.А. Егоров, В.О. Жарко. – М.: Институт космических исследований Российской академии наук, 2016. – 208 с.
- [4] Cleveland, W.S. Robust locally weighted regression and smoothing scatterplots / W.S. Cleveland // Journal of the American Statistical Association. – 1979. – Vol. 74(368). – P. 829-836.
- [5] Kolbudaev, P.A. The methods and automatic technology aimed at imagery georeferencing, cloud screening, atmospheric and radiometric correction of KMSS-M satellite data / P.A. Kolbudaev, D.E. Plotnikov, E.A. Loupian, A.A. Proshin, A.M. Matveev // E3S Web of Conferences. – 2021. – Vol. 333. – P. 01006. DOI: 10.1051/e3sconf/202133301006.
- [6] Лупян, Е.А. Центр коллективного пользования системами архивации, обработки и анализа спутниковых данных ИКИ РАН для решения задач изучения и мониторинга окружающей среды / Е.А. Лупян, А.А. Прошин, М.А. Бурцев, И.В. Балашов, С.А. Барталев, В.Ю. Ефремов, А.В. Кашницкий, А.А. Мазуров, А.М. Матвеев, О.А. Суднева, И.Г. Сычугов, В.А. Толпин, И.А. Уваров // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2015. – Т. 12, № 5. – С. 247-267.

Проектирование системы обеспечения теплового режима малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли

И.В. Кауров

Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева
Самара, Россия
ivkaur@yandex.ru

Аннотация—Разработаны математические модели теплового состояния малого космического аппарата (МКА) дистанционного зондирования Земли с распределёнными и сосредоточенными параметрами. Моделирование теплового состояния МКА произведено с помощью специализированного программного обеспечения Siemens NX и программного пакета Matlab в среде динамического междисциплинарного моделирования сложных технических систем Simulink. Проведён сопоставительный анализ полученных результатов.

Ключевые слова— малый космический аппарат, дистанционное зондирование Земли, система обеспечения теплового режима, тепловое состояние, моделирование.

1. ВВЕДЕНИЕ

Создание миниатюрной бортовой аппаратуры (БА), а также компактных оптических систем, способных работать в космическом пространстве, способствует росту числа малых космических аппаратов (МКА), что выявляет необходимость в быстрой и качественной оценке их теплового состояния. Поддержание условий эксплуатации оптических систем является интересной задачей в связи с необходимостью выполнения наиболее сложных требований к окружающей среде.

Небольшие габариты МКА позволяют применять модели на основе дифференциальных уравнений с сосредоточенными параметрами особенно на начальных этапах проектирования аппарата, облегчая таким образом процесс проектирования системы обеспечения теплового режима (СОТР) МКА. Применение тепловых моделей с сосредоточенными параметрами широко распространено при проектировании малогабаритной бортовой аппаратуры космических аппаратов (КА). Тепловые расчёты блоков радиоэлектронной аппаратуры производятся с помощью подобного подхода довольно давно при проектировании, анализе и испытаниях [1, 2, 3, 4].

Данный подход имеет недостаточную точность для крупных КА. Прежде всего это связано с применением активных систем терморегулирования, в отличие от МКА, в которых в большей мере используют пассивные средства терморегулирования. Системы активного терморегулирования имеют тактико-технические характеристики меньшего диапазона, требуют более тонкой настройки для функционирования, что существенно усложняет их применение в МКА. Проектировщики всё чаще применяют электрические тонкопленочные нагреватели или холодильники при поддержании рабочей температуры чувствительных

приборов. Существующие активные системы терморегулирования требуют миниатюризации. Только в случае уменьшения их габаритов возможно применение на МКА [5].

Целью данной работы является проведение сопоставительного анализа результатов моделирования в распределённых и сосредоточенных параметрах теплового состояния МКА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ).

2. ОСНОВНЫЕ ПРОЕКТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МКА

В качестве целевой аппаратуры была выбрана оптико-электронная аппаратура (ОЭА) «Аргус», разработки НПП «ОПТЭКС» и ПАО «Красногорский завод им. С.А. Зверева». Необходимо сформировать «вокруг» ОЭА конструкцию корпуса с элементами установки устройств и приборов бортовых обеспечивающих систем при наличии ограничений.

ОЭА предназначена для съёмки земной поверхности в 8-ми мультиспектральных каналах в диапазоне 0,45-0,96 мкм с разрешением 10 м и в 2-х панхроматических каналах в диапазоне 0,5-0,8 мкм с разрешением 5 м.

Были осуществлены основные этапы проектирования, позволяющие представить первоначальный проектный облик МКА. По разработанной математической модели с сосредоточенными параметрами произведён расчёт теплового состояния МКА в системе Matlab. Адекватность модели подтверждена расчётом в распределённых параметрах (Рис. 1).

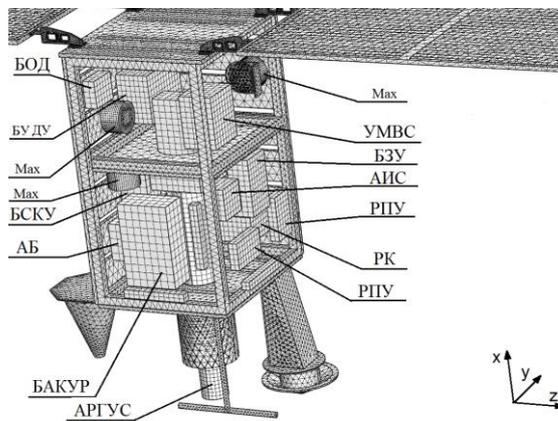


Рис. 1. Конечно-элементная модель МКА в Siemens NX

Значения рабочей температуры БА, а также значения её тепловыделений приведено в таблице 1.

Таблица I. ЗНАЧЕНИЯ ТЕПЛОВЫДЕЛЕНИЙ ОСНОВНОЙ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ И ЕЁ РАБОЧАЯ ТЕМПЕРАТУРА

Бортовая аппаратура (панель)	Тепловыделение, Вт	Рабочая температура, °С
Аккумуляторная батарея (АБ) (-Z)	0,5-10	от -5 до +35
Бортовая система контроля и управления ДОКА-Б278 (БСКУ) (-Z)	5-10	от -50 до +50
Управляющий двигатель-маховик (Мах) (-Z, +Z, средняя панель)	2	от -50 до +50
Блок управления ДУ (БУ ДУ) (-Z)	1-10	от -10 до +40
Блок обработки данных (БОД) (-Z)	5	от -10 до +40
Радиолокационный комплекс (РК) (+Y)	2-7	от -50 до +50
Блок автоматики контроля, управления и регулирования СЭП (БАКУР) (-Y)	1,5-4	от -10 до +40
Бортовое запоминающее устройство (БЗУ) (+Z)	1-3	от -50 до +50
Радиопередающее устройство (РПУ) (+Z)	2-5	от -20 до +40
Блок автоматизированной идентификационной системы (АИС) (+Z)	1-5	от -40 до +70
Универсальная многофункциональная вычислительная система (УМВС) (+Z)	2-5	от -50 до +50
Оптико-электронная аппаратура АРГУС (средняя панель)	5-8	от -30 до +50
Электромагнит (-Y, +Z)	1-11	от -50 до +50

Стоит отметить, что в процессе решения проектной задачи определён состав целевой аппаратуры разрабатываемого МКА для задач экологического мониторинга на основе анализа соответствия технического уровня создаваемого МКА передовым достижениям отечественной и зарубежной науки и техники, а также сравнения МКА по основным техническим и эксплуатационным характеристикам с существующими и разрабатываемыми отечественными и зарубежными МКА-аналогами, оснащёнными мультиспектральными системами наблюдения среднего разрешения.

Конструкция МКА представлена набором твердых тел и плоскостей, аппроксимированных четырехузловой тетраэдральной и плоской прямоугольной сетками элементов. После создания конечно-элементной модели присваивались всевозможные связи, свойства материалов, нагрузки, соответствующие объекту симуляции, а также радиационные характеристики поверхностей.

Тепловые радиационные характеристики, обеспечиваемые на элементах МКА, зависели в большей степени от использования экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ). Была выбрана изоляция марки ЭВТИ – ВВ на основе двусторонних металлизированных пленок с использованием в качестве терморазделительного слоя синтетического ворса, а в качестве облицовочной стеклянную ткань оптического

назначения с отношением оптических коэффициентов $AS/\epsilon = 0,91$.

При проведении расчетов, на этапе структурно-параметрического синтеза в среде динамического междисциплинарного моделирования сложных технических систем Simulink, в конструкции разработанного аппарата выделено $n=153$ термических узла системы, к каждому из которых было составлено дифференциальное уравнение с учётом разбиения узлов сотовых панелей на внутренние и внешние.

В качестве начальных условий принимались: температура МКА 20 °С, ориентация на Солнце панелью +X, на которой установлены солнечные батареи, высота орбиты 500 км, наклонение 65°, внутренние тепловыделения соответствуют таблице 1, считаем, что бортовая аппаратура работала на трёх витках. В ходе моделирования полёта граничные условия рассчитываются на каждом шаге моделирования.

Полученные результаты имеют достаточно близкие показания температур, что подтверждает адекватность полученных моделей (таблица 2).

Таблица II. РАСЧЁТНЫЕ ТЕМПЕРАТУРЫ ОСНОВНОЙ БА

БА	Siemens Tmax, °С	Simulink Tmax, °С	Siemens Tmin, °С	Simulink Tmin, °С	Средняя абсолютная погрешность, °С
Аппаратура «АРГУС»	44	46	20	15	3,5
Блок АИС	24	31	4	4	3,5
БСКУ	42	40	16	19	3

3. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенных расчетов с применением методики проектирования СОТР МКА был сделан вывод, что средняя абсолютная погрешность расчетных моделей с распределенными и сосредоточенными параметрами составляет порядка 3.2 °С, что является достаточно хорошим показателем.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Алексеев, В.А. Математическое моделирование тепловых процессов малогабаритной бортовой аппаратуры / В.А. Алексеев, Н.С. Кудрявцева, В.В. Малоземов, А.С. Пичулин, А.С. Титова, И.А. Шангин // Вестник МАИ. – 2010. – Т. 17, № 8. – С. 55-61.
- [2] Алексеев, В.А. Расчетно-экспериментальный метод выбора параметров испытательных камер для отработки тепловых режимов бортовой аппаратуры негерметичных космических аппаратов / В.А. Алексеев, Н.С. Кудрявцева, А.С. Титова // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. – 2018. – № 2. – С. 72-88. DOI: 10.18698/0236-3941-2018-2-72-88.
- [3] Алифанов, О.М. Баллистические ракеты и ракеты-носители: пособие для студентов вузов / А.Н. Андреев, В.Н. Гушин. – М.: Дрофа, 2004. – 512 с.
- [4] Jianyin, M. Spacecraft Thermal Control Technologies / Qi Zhong, Qiwei Zhao, Xin Zhao. – Springer Nature Singapore Pte Ltd, 2021. – 360 p.
- [5] Романов, А.А. Цифровая трансформация космического приборостроения / А.А. Романов, Ю.М. Урличич. – Королёв: АО «ЦНИИмаш», 2020. – 397 с.

Принцип автономной навигации беспилотного летательного аппарата на основе данных дистанционного зондирования Земли

М.А. Ковалев
Самарский национальный
исследовательский университет им.
академика С.П. Королева
Самара, Россия
kovalev@ssau.ru

В.А. Зеленский
Самарский национальный
исследовательский университет им.
академика С.П. Королева
Самара, Россия
vaz-3@yandex.ru

Д.Н. Овакимян
Самарский национальный
исследовательский университет им.
академика С.П. Королева
Самара, Россия
dd55@bk.ru

Т.В. Старостина
Самарский национальный
исследовательский университет им.
академика С.П. Королева
Самара, Россия
samara-tanya2000@mail.ru

Аннотация—Разработана структурная схема комплекса автономной навигации мультироторного беспилотного летательного аппарата, построенная с использованием инерциальных датчиков угловых скоростей, датчиков линейных ускорений, лидаров, магнетометра и барометра. Описаны типовые навигационные операции, на основе которых составлен алгоритм автономной навигации. Приведен пример построения маршрута движения мультироторного беспилотного летательного аппарата, использующего разработанную систему автономной навигации, в тестовом помещении. Предложен алгоритм работы комплекса автономной навигации.

Ключевые слова—Беспилотный летательный аппарат, система автономной навигации, алгоритм, структурная схема.

1. ВВЕДЕНИЕ

Малые беспилотные летательные аппараты (БПЛА) находят всё большее применение в научно-исследовательских и коммерческих проектах. С каждым днём этих летающих роботов становится всё больше и очевидно, что в будущем значение беспилотных систем будет возрастать. Поэтому создание надёжной, многофункциональной, универсальной платформы автопилотирования БПЛА является актуальной задачей, находящейся на стыке таких областей науки и техники, как электроника, приборостроение, информатика, техническое зрение и навигация.

Целью работы является разработка системы автономной навигации малого мультироторного БПЛА. В качестве такой системы предлагается использовать комплекс, включающий датчики различных физических величин, исполнительные устройства и вычислительные средства. В статье приведена структурная схема комплекса, а также разработан алгоритм его работы.

2. АНАЛИЗ ПРИМЕНЯЕМЫХ В НАСТОЯЩЕЕ ВРЕМЯ СИСТЕМ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ МАЛЫМИ БПЛА

Автономный полет БПЛА возможен при использовании в системе управления средств спутниковой навигации. Современная спутниковая

навигация основывается на использовании принципа беззапросных дальномерных измерений между навигационными спутниками и потребителем. Это означает, что потребителю передается в составе навигационного сигнала информация о координатах спутников. Одновременно (синхронно) производятся измерения дальностей до навигационных спутников. Способ измерений дальностей основывается на вычислении временных задержек принимаемого сигнала от спутника. Для осуществления навигации необходимо получать сигнал как минимум от трёх спутников (триангуляция). Навигационные сигналы таких спутниковых систем, как ГЛОНАСС, GPS, Galileo лежат в диапазоне частот 1100...1610 ГГц и также могут быть подавлены спецсредствами [1].

Таким образом, в условиях радиопротиводействия применяемые комплексы БПЛА могут оказаться непригодными для выполнения поставленных задач. Поэтому по-настоящему автономными БПЛА можно считать только те аппараты, которые оснащены системами навигации, не требующими сигналов извне.

Таким свойством обладает система навигации, построенная на основе принципов пассивной оптической навигации, получающая необходимую информации путем распознавания точек интереса на местности. В этом случае на получаемый с бортовой камеры фото/видео ряд накладываются цифровые фильтры. В бортовой компьютер поступает лишь информация о контрастных точках (чаще всего, это особенности рельефа), которые сравниваются с ожидаемым, заранее заложенным в память, эталонным изображением. К недостаткам данных систем навигации можно отнести необходимость предварительного получения снимков подстилающей поверхности и поддержания их в актуальном состоянии, а также трудности работы в условиях ограниченной видимости (в темное время суток и в сложных метеоусловиях).

Действительно автономную и лишённую перечисленных выше недостатков навигацию может обеспечить рассмотренная в данной статье система,

построенная на основе бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) [2].

3. РАЗРАБОТКА СТРУКТУРНОЙ СХЕМЫ КОМПЛЕКСА АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ

Разрабатываемое устройство навигации предназначено для управления мультироторными БПЛА с возможностью вертикального взлёта и посадки. Перемещения мультироторного БПЛА в пространстве (рисунок 1) описывается шестью степенями свободы - три поступательные (x, y, z) и три вращательные (крен φ , тангаж θ , рысканье ψ). Для описания поступательного движения используется инерциальная система отсчёта, связанная с землёй, а для вращательного движения - система отсчёта, связанная с корпусом аппарата. В инерциальной системе ускорения мультироторного БПЛА определяются тягой двигателей П1, П2, П3, П4 и силой тяжести mg .



Рис. 1. Оси перемещения БПЛА и действующие на него силы

Перед полетом в постоянное запоминающее устройство системы управления БПЛА посредством внешнего интерфейса загружается полётное задание. Оно содержит последовательность операций с требуемыми значениями высоты, углов тангажа и рыскания.

Горизонтальные перемещения БПЛА выполняются исключительно вдоль оси X, при постоянном угле тангажа, равном 20° , и нулевом значении угла крена. При необходимости отклонения от прямолинейного движения, аппарат занимает горизонтальное положение (нулевые тангаж и крен) и выполняет требуемый поворот по оси рысканья Y, после этого продолжает прямолинейное движение. Данные условия перемещения мультироторного БПЛА в пространстве исключают движение вдоль оси Z и, соответственно, вращение по углу крена, тем самым упрощают алгоритм автономной навигации, повышая надёжность системы.

Как следует из анализа структурной схемы комплекса автономной навигации на рисунке 2, повышение точности измерения высоты полёта достигается за счёт комплексирования барометра и лазерного дальномера ЛД1. Для повышения точности определения курса датчик угловой скорости рысканья (ДУСР), контролирующий вращение вокруг оси Y, комплексирован с цифровым магнетометром, отслеживающим магнитный полюс земли. С целью повышения точности определения тангажа датчик угловой скорости тангажа (ДУСТ), который контролирует вращение вокруг оси Z, комплексирован с лазерными дальномерами ЛД1 и ЛД2 (в качестве ЛД1 и ЛД2 предлагается использовать малогабаритный лазерный дальномер [3]). Скорость

перемещения БПЛА определяется на основе анализа показаний датчиков линейных ускорений по осям X и Z, соответственно ДЛУX и ДЛУZ. Путем сравнения текущих значений курса, тангажа, высоты и скорости полета со значениями, соответствующими полетному заданию, формируются управляющие команды для моторов 1-4.

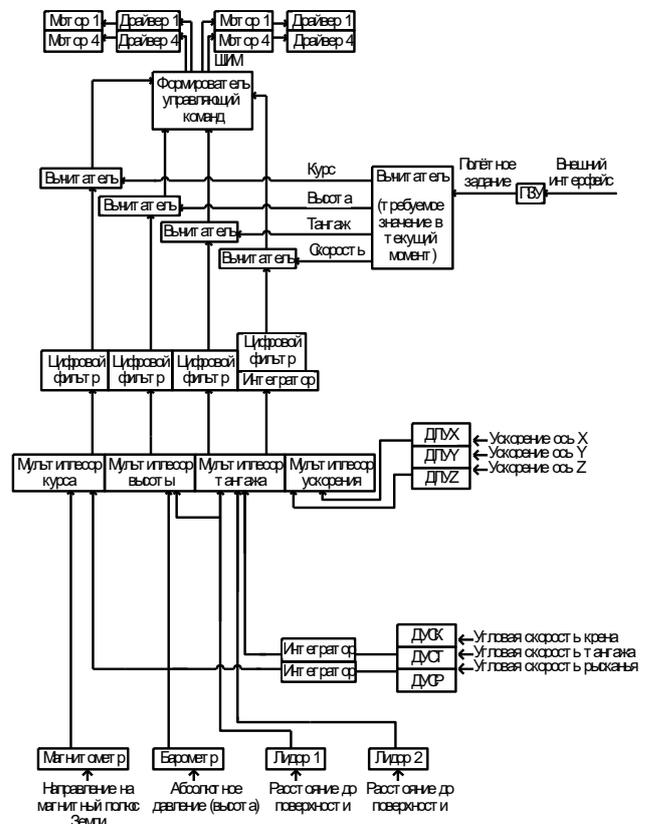


Рис. 2. Структурная схема комплекса автономной навигации БПЛА

4. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, в статье представлена имеющая признаки новизны структурная схема и алгоритм работы системы автономной навигации малого БПЛА мультироторного типа. В комплексе автономной навигации применены датчики, основанные на различных физических принципах, что повышает его надёжность и функциональность. Проработан алгоритм преодоления препятствий БПЛА. Разработанная система автономной навигации может быть использована в условиях, в которых неспособны функционировать спутниковые навигационные системы, например, внутри крупных помещений (ангары, склады, стадионы) или в условиях радиоэлектронного противодействия.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Костромичский, С.М. Создание эффективных помех системам глобальной навигации / С.М. Костромичский, А.А. Дятко, П.Н. Шумский // Базис. – 2019. – № 1(5). – С. 14-20.
[2] Распопов, В.Я. Бесплатформенные системы ориентации и навигации на микромеханических чувствительных элементах / В.Я. Распопов, В.В. Матвеев. – Тула: Издательство Тульского государственного университета, 2008. – 21 с.
[3] Цывильский, В.Л. Теоретическая механика: учебник для вузов / В.Л. Цывильский. – М.: Курс: НИЦ Инфра-М, 2014. – 368 с.

Investigating the temperature field of large elastic elements of a small spacecraft for the Earth remote sensing to assess the effect of a temperature shock on its rotational motion

A. Sedelnikov

*Institute of Aviation and Rocket and Space Technology
Samara National Research University
Samara, Russia
axe_backdraft@inbox.ru*

A. Nikolaeva

*Institute of Aviation and Rocket and Space Technology
Samara National Research University
Samara, Russia
ezhevichka333@gmail.com*

V. Serdakova

*Institute of Aviation and Rocket and Space Technology
Samara National Research University
Samara, Russia
valeriay.121@yandex.ru*

D. Orlov

*Institute of Aviation and Rocket and Space Technology
Samara National Research University
Samara, Russia
grand_99v@mail.ru*

E. Khnyryova

*Institute of Aviation and Rocket and Space Technology
Samara National Research University
Samara, Russia
khnyryova@gmail.com*

Abstract—The paper considers the effect of the temperature shock of small spacecraft large elastic elements during its immersion in the Earth's shadow. The one-dimensional problem of thermal conductivity is solved. The results of numerical simulation are presented. The results of the work can be used to solve the problem of ensuring the required orientation of the Earth remote sensing spacecraft, as well as transporting space debris to burial orbits.

Keywords— temperature shock, rotational motion, small spacecraft, large elastic elements.

I. INTRODUCTION

For high-quality performance of the Earth remote sensing tasks, it is necessary to ensure the target orientation of the spacecraft [1, 2]. At the same time, significant restrictions are imposed on the rotational motion parameters values of the Earth remote sensing spacecraft [3, 4].

Similar tasks of stabilizing the angular position of one spacecraft relative to another arise when transporting space debris to burial orbits. At significant speeds of relative rotation of the tug and space debris, the connection between them may be disrupted and further transportation will be impossible.

Studies show that the temperature shock affects the rotational motion of a small spacecraft, at least from the point of view of the requirements for micro-accelerations during the implementation of gravity-sensitive processes on board. It is possible that such an influence is also significant when solving remote sensing tasks, as well as space debris transportation. This work is devoted exactly to such studies.

II. PROBLEM STATEMENT

Let us consider the case of a small spacecraft immersing into the Earth's shadow. At the same time, we assume that the

initial temperature field is uneven only along the thickness of the plate (Fig. 1).

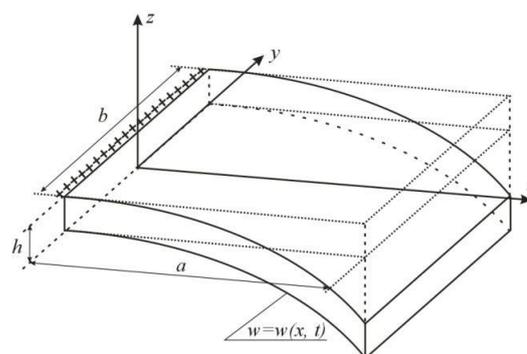


Fig. 1. The elastic element scheme

The lateral surface is considered too small, which makes it possible to neglect the heat exchange through it. It is assumed that for the entire time of heat exchange, the temperature of the elastic element points is a function of only one spatial coordinate and time. These simplifying assumptions make it possible to pose an initial boundary value problem with boundary conditions of the third kind:

$$\begin{cases} \frac{\partial T}{\partial t} = a^2 \frac{\partial^2 T}{\partial z^2}, & 0 \leq z \leq h, t > 0; \\ T(z, 0) = f(z), & 0 \leq z \leq h, t = 0; \\ \lambda \frac{\partial T}{\partial z} = -\varepsilon \sigma (T^4 - T_c^4), & z = 0, z = h, t > 0. \end{cases} \quad (1)$$

where a is the coefficient of temperature conductivity; ε is the degree of blackness of the elastic element material; σ is the Stefan-Boltzmann constant; λ is the coefficient of thermal conductivity; T_c is the ambient temperature; h is the thickness of the elastic element; $f(z)$ is some predetermined initial

temperature distribution at the end of the solar section of the small spacecraft orbit.

We will get rid of the dimension of the problem with the following scale coefficients:

$$\begin{cases} T = T_0 T'; \\ z = h z'; \\ t = t_0 t'. \end{cases} \quad (2)$$

$$\omega \eta \varepsilon \rho \varepsilon T_0 = \max_{0 \leq z \leq h} f(z); \quad t_0 = \frac{h^2}{a^2}.$$

Taking into account (2), the initial boundary value problem (1) will take the form:

$$\begin{cases} \frac{\partial T'}{\partial t'} = \frac{\partial^2 T'}{(\partial z')^2}, \quad 0 \leq z' \leq 1, t' > 0; \\ T'(z', 0) = f'(z'), \quad 0 \leq z' \leq 1, t' = 0; \\ \frac{\partial T'}{\partial z'} = -\alpha'(T'^4 - T_c'^4), \quad z' = 0, z' = 1, t' > 0. \end{cases} \quad (3)$$

$$\text{where } \alpha' = \frac{\varepsilon \sigma h}{\lambda} T_0^3; \quad f'(z') = \frac{f(z)}{T_0}.$$

Thus, a dimensionless third initial boundary value problem is posed, which will be solved numerically in the following part of the paper.

III. NUMERICAL MODELING

The small spacecraft for the Earth remote sensing «Aist-2D» was selected for numerical simulation. This spacecraft have two elastic elements in the structural layout scheme.

Fig. 2 shows the dynamics of the temperature field obtained using the ANSYS package. It is the same for both small spacecraft, since all the conditions of the initial boundary value problem (3) for these spacecraft are the same.

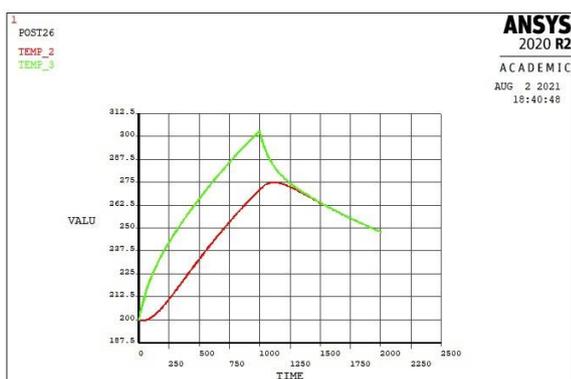


Fig. 2. Dynamics of the temperature field of the elastic element upper and lower layers (abscissa scale - t, ms; ordinate scale - T, K): 0...1000 ms - heating (solar area of the orbit); 1000...2000 ms - cooling (shadow area)

During the temperature shock, disturbing factors arise due to the influence of dynamic deformations of elastic elements. The rotational motion of the small spacecraft will be affected by the transverse inertia force and the moment from the inertia forces, which will be transmitted to the body of the small spacecraft through the elastic element attachment unit.

With the absolute symmetry of the spacecraft, temperature deformations of large elastic elements will not affect the rotational motion of a spacecraft having two symmetrically arranged large elastic elements (Fig. 1). However, in practice, the center of mass of the spacecraft is mostly often shifted relative to the geometric center. Therefore, the temperature deformations of large elastic elements do not completely compensate each other. Therefore, the maximum angular acceleration caused by the temperature shock will have the form:

$$\dot{\omega}_{\max} = \frac{2m\xi}{aI_y} \int_0^a w(x, t) dx \quad (4)$$

where m is the mass of the elastic element; a is the length of the elastic element; ξ is the displacement of the center of mass of the small spacecraft relative to its geometric center; w(x, t) is the function of the elastic element deflections during its temperature deformations (Fig. 1); I_y is the axial moment of inertia of the small spacecraft.

For a spacecraft with a single elastic element, this effect is significantly higher. In this case, the maximum angular acceleration can be estimated as follows:

$$\dot{\omega}_{\max} = \frac{m}{aI_y} \int_0^a w(x, t)(x+s) dx \quad (5)$$

where s is the distance along the longitudinal axis of the elastic element from its attachment point to the center of mass of the small spacecraft.

The obtained estimations (4) and (5) of angular acceleration are somewhat overestimated. They correspond to the case of a flat shape of an elastic element at the time of the temperature shock onset. It is shown that in the presence of an initial deflection of an elastic element, for example, due to its own oscillations, the effect of the temperature shock will be somewhat lower.

Thus, the results obtained allow us to assess the significance of the temperature shock impact on the effective performance of the Earth remote sensing tasks and space debris transportation.

ACKNOWLEDGMENT

This study was supported by the Russian Science Foundation (Project No. 22-19-00160).

REFERENCES

- [1] Salmin, V.V. Determination of the main design parameters of cost-effective remote sensing satellite systems at the stage of preliminary design / V.V. Salmin, V.I. Kurenkov, S.L. Safronov // Journal of Physics: Conference Series. – 2021. – Vol. 1745. – P. 012089. DOI: 10.1088/1742-6596/1745/1/012089.
- [2] Krestina, A.S. Efficiency Assessment of the Deorbiting Systems for Small Satellite / A.S. Krestina, I.S. Tkachenko // Journal of Aeronautics, Astronautics, and Aviation. – 2022. – Vol. 54(2). – P. 227-239.
- [3] Aslanov, V.S. Detumbling of axisymmetric space debris during transportation by ion beam shepherd in 3D case / V.S. Aslanov, A.S. Ledkov // Advances in Space Research. – 2022. – Vol. 69(1). – P. 570-580. DOI: 10.1016/j.asr.2021.10.002.
- [4] Aslanov, V.S. Fuel costs estimation for ion beam assisted space debris removal mission with and without attitude control / V.S. Aslanov, A.S. Ledkov // Acta Astronautica. – 2021. – Vol. 187. – P. 123-132.



Министерство образования
и науки Самарской области



САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
SAMARA UNIVERSITY

Самарский университет

ИСОИ S IPSI

Институт систем обработки изображений РАН



Institute of Electrical
and Electronics Engineers



Photonics



ФОТОНИКА



Компьютерная оптика