

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И

ТЕХНОЛОГИИ

SPACECRAFTS & TECHNOLOGIES



КА «AMOS-5»

Разработчик и производитель: АО «ИСС»



Технологическая платформа

НИСС

Национальная Информационная
Спутниковая Система

**№1 (39)
2022**



НИСС

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

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

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

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

Сайт ТП «НИСС»: tp.iss-reshetnev.ru

ISSN 2618-7957

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И ТЕХНОЛОГИИ

SPACECRAFTS &
TECHNOLOGIES

Том 6

№ 1 (39)

2022

Выходит один раз в три месяца

Красноярский край
Железногорск

Космические аппараты и технологии

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

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

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

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

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

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

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

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

Петрукович Анатолий Алексеевич
чл.-кор. РАН, д-р физ.-мат. наук, профессор (Москва)

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Хартов Виктор Владимирович
д-р техн. наук, профессор (Королев)

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

Чернявский Александр Григорьевич
(Королев)

Редакционная коллегия
Головёнкин Евгений Николаевич
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

Двирный Валерий Васильевич
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

Лопатин Александр Витальевич
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

Охоткин Кирилл Германович
д-р физ.-мат. наук, доцент (Железногорск)

Пономарев Сергей Васильевич
д-р техн. наук (Томск)

Матвеев Станислав Алексеевич
канд. техн. наук (Санкт-Петербург)

Непомнящий Олег Владимирович
канд. техн. наук, доцент (Красноярск)

Симунин Михаил Максимович
канд. техн. наук, доцент (Красноярск)

Смотров Андрей Васильевич
канд. техн. наук (Жуковский)

Сухотин Виталий Владимирович
канд. техн. наук, доцент (Красноярск)

Хартов Станислав Викторович
канд. техн. наук (Красноярск)

Ежеквартальный научный журнал

Издается с 2012 года

ISSN 2618-7957

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

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

Журнал зарегистрирован Федеральной службой по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (свидетельство ПИ № ФС77-72862 от 22.05.2018 г.)

Импакт-фактор РИНЦ за 2020 г. – 0,185.

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

Тематические направления журнала:

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

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

Все материалы размещаются в журнале на бесплатной основе.

Полнотекстовый доступ к электронной версии журнала возможен на сайтах www.elibrary.ru, www.cyberleninka.ru, www.readera.org

По решению Министерства науки и высшего образования Российской Федерации журнал «Космические аппараты и технологии» 11 июля 2019 года вошел в Перечень рецензируемых научных изданий ВАК, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени кандидата наук, на соискание ученой степени доктора наук.

Адрес учредителя, редакции и издателя:
662972, Красноярский край, ЗАТО г. Железногорск,
ул. Ленина, 52, корп. 4, ком. 224

e-mail: spacecrafts.technologies@yandex.ru
<http://www.journal-niss.ru>

Подписной индекс журнала в каталоге «Пресса России» 39491
Тираж 200 экз. Заказ 15774
Дата выхода в свет 29.03.2022

Отпечатано Библиотечно-издательским комплексом
Сибирского федерального университета
660041, Красноярск, пр. Свободный, 82а
Тел.: (391) 206-26-16; <http://bik.sfu-kras.ru>
E-mail: publishing_house@sfu-kras.ru

Свободная цена

Возрастная маркировка в соответствии
с Федеральным законом № 436-ФЗ: 16+

Spacecrafts & Technologies

Chief Editor

Testoyedov Nikolay A.

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

Deputy Chief Editor

Khalimanovich Vladimir I.

PhD in Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation)

Executive Secretary

Khnykin Anton V.

PhD in Engineering (Russian Federation)

Editorial Board

Annin Boris D.

Academician of RAS, Doctor of Physics and Mathematics,
Professor (Russian Federation)

Popov Garry A.

Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor
(Russian Federation)

Shabanov Vasily Ph.

Academician of RAS, Doctor of Physics and Mathematics,
Professor (Russian Federation)

Vasiliev Valery V.

Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Makhtov Nikolay A.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Petrukovich Anatoly A.

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

Shaidurov Vladimir V.

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

Belyaev Boris A.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Chebotarev Victor E.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Fateev Yury L.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Garin Eugene N.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Khartov Victor V.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Kosenko Victor E.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Krasilshchikov Michael N.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Medvedtskiy Alexander L.

Doctor of Physics and Mathematics (Russian Federation)

Ovchinnikov Sergey G.

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation)

Panko Sergey P.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Pchelyakov Oleg P.

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation)

Cherniavsky Alexander G.

(Russian Federation)

Editorial Council

Golovenkin Eugene N.

Doctor of Engineering, Professor, Professor (Russian Federation)

Dvirny Valery V.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Lopatin Alexander V.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Okhotkin Kirill G.

Doctor of Physics and Mathematics, Associate Professor (Russian Federation)

Ponomarev Sergey V.

Doctor of Physics and Mathematics (Russian Federation)

Khartov Stanislav V.

PhD in Engineering (Russian Federation)

Matveev Stanislav A.

PhD in Engineering (Russian Federation)

Nepomnyashy Oleg V.

PhD in Engineering, Associate Professor (Russian Federation)

Simunin Mikhail M.

PhD in Engineering, Associate Professor (Russian Federation)

Smotrov Andrey V.

PhD in Engineering (Russian Federation)

Sukhotin Vitaly V.

PhD in Engineering, Associate Professor (Russian Federation)

Scientific quarterly journal

Published since 2012

ISSN 2618-7957

Publisher and Founder:

Association «Technology Platform

«National Information Satellite System»

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

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

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

The journal sections:

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

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

The publication of manuscripts is free of charge.

The journal is on open access on www.elibrary.ru, www.cyberleninka.ru, www.readera.org

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

М. Ю. Яценко, В. А. Воронцов
К ВОПРОСУ О ВКЛЮЧЕНИИ В ПРОГРАММУ
ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ
ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ

**А. П. Кравчуновский, Р. А. Пряничников,
С. А. Зоммер**
ПРОГРАММА РАСЧЕТА НАГРУЗОК
В КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

**НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ
В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ**

М. А. Дремухин, В. Н. Наговицин
ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ
В МАШИНОСТРОЕНИИ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ
ФОРМООБРАЗУЮЩЕЙ ОСНАСТКИ

**Е. А. Болтов, Н. А. Елисов, А. А. Кумарин,
И. А. Ломака, С. В. Шафран**
ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ
ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА МОДУЛЯ
АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ НАНОСПУТНИКА
ФОРМАТА CUBESAT

КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ

А. Б. Гладышев, А. Н. Фомин, Д. С. Ермоленко
МОБИЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС
РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ПОДАВЛЕНИЯ
СИСТЕМЫ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ
БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

ИННОВАЦИИ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

**В. А. Мызникова, В. В. Устименко,
А. В. Чубарь, И. В. Солопко**
МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ
СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ
БЕСПИЛОТНОГО ОБЪЕКТА В СРЕДЕ SIMINTECH

ROCKET AND SPACE EQUIPMENT

5 **M. Yu. Yatsenko, V. A. Vorontsov**
TO THE QUESTION OF INCLUDING
ADDITIONAL TECHNICAL MEANS IN THE
VENUS EXPLORATION PROGRAM

14 **A. P. Kravchunovsky, R. A. Pryanichnikov,
S. A. Zommer**
PROGRAM FOR CALCULATING THE LOADS
GENERATED IN SPACECRAFT STRUCTURE

**NEW MATERIALS AND TECHNOLOGIES
IN SPACE EQUIPMENT**

21 **M. A. Dremukhin, V. N. Nagovitsin**
APPLICATION OF ADDITIVE TECHNOLOGIES
IN MECHANICAL ENGINEERING FOR
PRODUCTION OF FORM-FORMING RIGGINGS

29 **E. A. Boltov, N. A. Elisov, A. A. Kumarin,
I. A. Lomaka, S. V. Shafran**
DESIGN OF A CUBESAT THERMAL CONTROL
SYSTEM FOR BATTERY MODULE

SPACE INSTRUMENT ENGINEERING

38 **A. B. Gladyshev, A. N. Fomin, D. S. Ermolenko**
MOBILE COMPLEX OF ELECTRONIC
COUNTERMEASURES OF SATELLITE
NAVIGATION SYSTEMS FOR UNMANNED
AERIAL VEHICLES

INNOVATIONS OF THE SPACE INDUSTRY

45 **V. A. Myznikova, V. V. Ustimenko,
A. V. Chubar, I. V. Solopko**
MATHEMATICAL MODELING
OF AN UNMANNED OBJECT MOTION CONTROL
SYSTEM IN SIMINTECH ENVIRONMENT

К ВОПРОСУ О ВКЛЮЧЕНИИ В ПРОГРАММУ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ

М. Ю. Яценко✉, В. А. Воронцов

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
г. Москва, Российская Федерация

Рассматривается актуальный вопрос расширения схемы эксперимента по контактному исследованию планеты Венера путем включения в состав перспективной экспедиции мультироторного летательного аппарата как дополнительного технического средства исследования. В разработанной авторами концепции рассматривается возможность создания и осуществления запуска мультироторного летательного аппарата (как сложной технической системы) в атмосферу Венеры с целью сбора данных о составе и свойствах атмосферы планеты, а также осуществления фото- и видеосъемки ее поверхности. Такой аппарат будет функционировать определенное время в заданных эшелонах высот (зонах). Авторы предлагают установить их в спускаемый аппарат. В статье приводятся цели создания данной технической системы и задачи, которые она должна выполнить на планете Венера. В работе проиллюстрированы возможные варианты использования и схемы введения в действие мультироторного летательного аппарата в атмосфере планеты, характер его движения. В качестве модуля системы накопления энергии выбраны аккумуляторные батареи, которые значительно улучшат функционирование мультироторного летательного аппарата и увеличат длительность его пребывания в атмосфере. Показаны варианты размещения мультироторных аппаратов в разработанной модели базового спускаемого аппарата, оценены массово-габаритные параметры.

Ключевые слова: Венера, мультироторный летательный аппарат, спускаемый аппарат, венерианский космический аппарат, техническое средство, схема эксперимента.

Введение

Отечественная программа исследования Венеры была завершена запусками венерианских космических аппаратов «третьего поколения» серии «Вега» еще в советские времена. Запущенная с космодрома Байконур 21 декабря 1984 года автоматическая межпланетная станция (АМС) «Вега-2» стала последней экспедицией на Венеру, которую отправила наша страна [1].

Возвращение направления «Венера» в космическую программу России требует проработки и создания новой комплексной программы освоения этой планеты как последовательности этапов, рассчитанных на долгосрочную перспективу. В связи с тем, что длительное время не осуществлялось запусков исследовательских аппаратов на Венеру, первые запуски венерианских космических аппаратов (КА) начального

этапа новой программы должны будут ответить на вопрос о технической осуществимости такого проекта в реалиях современного развития космической отрасли России. В случае успеха первых пусков, реализация последующих этапов программы обещает добыть новую уникальную информацию о планете в соответствии с запросами ученых и скорректировать уже имеющиеся данные, полученные за все время предшествующими. Следуя этой логике, прототипом вновь запускаемого на Венеру космического аппарата считаем АМС серии «Вега», которые являются «кульминацией» всех проектных разработок венерианских КА, а схема осуществления контактных исследований считается наиболее отработанной как методически, так и с технической точки зрения.

Особый интерес в компоновке «Веги» представляет спускаемый аппарат (СА) со всеми его подсистемами. В его состав входят посадочный аппарат (ПА) и система аэростатного зонда (АЗ) [1; 6].

✉ misha-yacenko@mail.ru

1. Расширение схемы эксперимента

Авторами рассматривается вопрос расширения схемы эксперимента по контактному изучению атмосферы и поверхности планеты Венера путем включения в состав перспективной экспедиции мультироторного летательного аппарата (МРЛА) как нового, оригинального технического средства исследования. Предлагается разметить один или несколько МРЛА в спускаемом аппарате базовой конструкции типа «Вега».

МРЛА относится к классу летательных аппаратов вертикального взлета и посадки и выполнен по мультикоптерной схеме, т. е. несущие винты установлены по вертолетной схеме и жестко закреплены на балке (рис. 1).

Каждый МРЛА будет иметь на борту полезную нагрузку в виде камер для фото- и видеосъемки (причем для каждого МРЛА возможно как жестко зафиксировать положение камеры – вертикальное, горизонтальное или под углом, так и установить в опционально-плавающем положении), заборников газа и газоанализаторов для взятия проб атмосферы Венеры, приборов для проведения экспериментов по отслеживанию сейсмической активности и прочую исследовательскую аппаратуру, исходя из потребностей науки [2].

Рассматривается концепция полностью электрического летательного аппарата, а значит и использование электрической силовой установки. Источник энергии или модуль системы накопле-

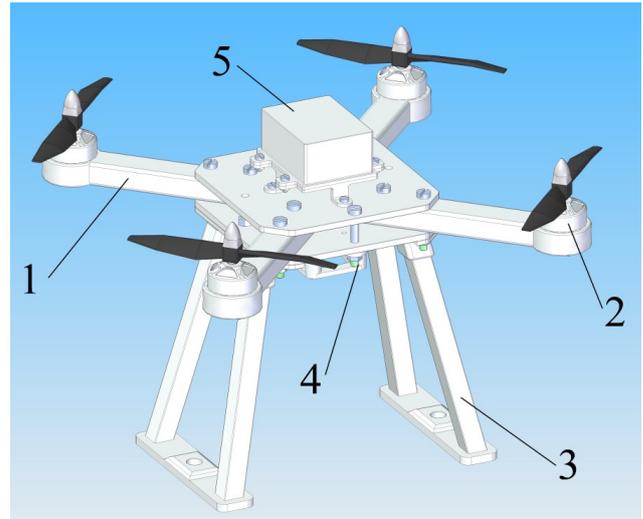


Рис. 1. Модель МРЛА: 1 – балка винтомоторной группы; 2 – винтомоторная группа; 3 – шасси; 4 – адаптер крепления полезной нагрузки; 5 – приборный отсек

ния энергии – аккумуляторные батареи. На рис. 2 показана схема движения МРЛА.

Перейдем к рассмотрению схем функционирования МРЛА в атмосфере и на поверхности планеты Венера. Предлагается несколько вариантов использования МРЛА.

Вариант 1. МРЛА устанавливается в спускаемом аппарате и вводится в действие на «ветке» спуска посадочного аппарата в атмосфере Венеры после срабатывания системы разделения [10] (рис. 3).

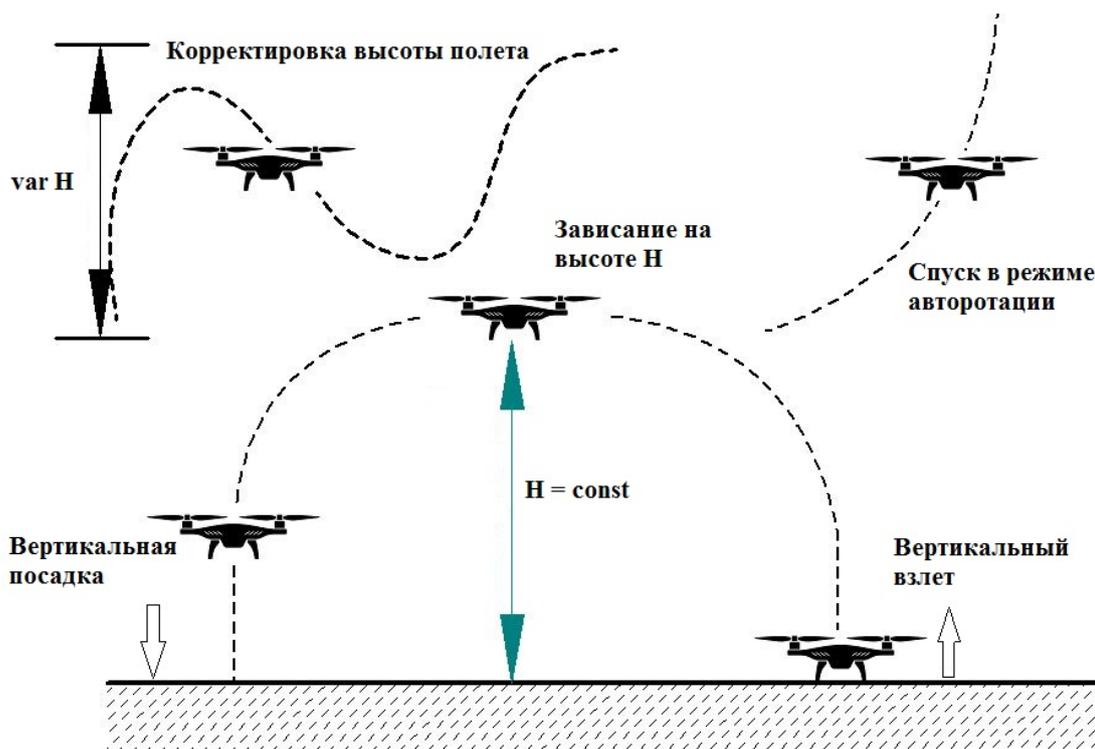


Рис. 2. Схема движения МРЛА в атмосфере Венеры

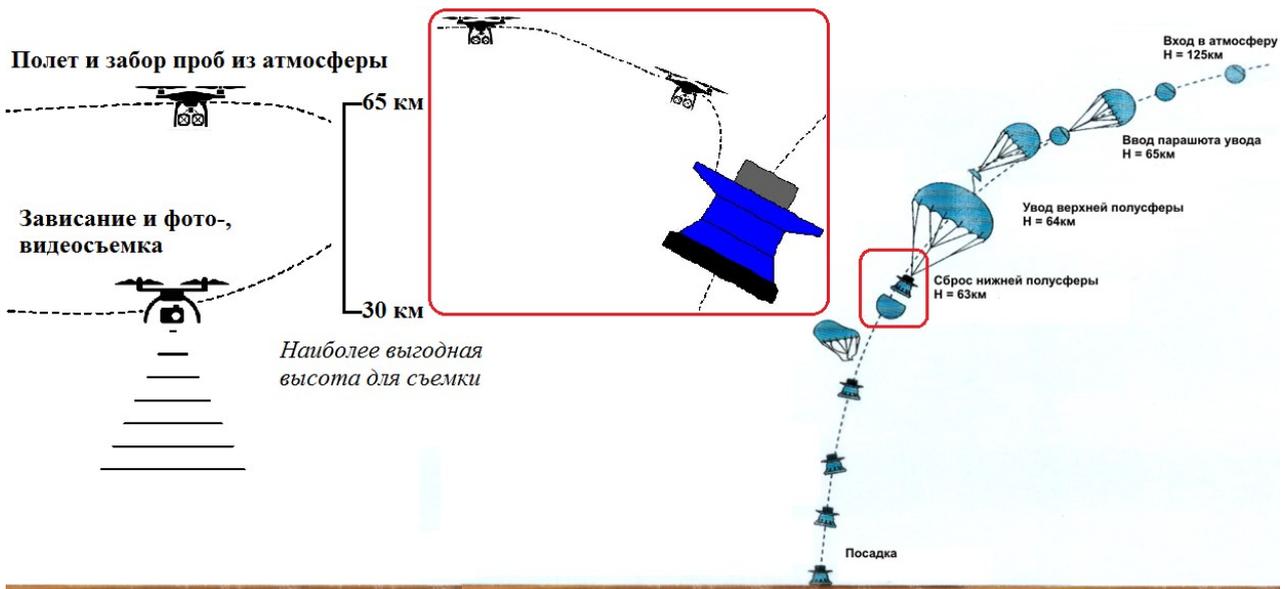


Рис. 3. Ввод в действие МРЛА по варианту 1

Вариант 2. МРЛА устанавливается в спускаемом аппарате и вводится в действие на «ветке» спуска и разворачивания аэростатного зонда в атмосфере Венеры после срабатывания системы разделения (рис. 4).

Вариант 3. МРЛА устанавливается на посадочном аппарате. Запуск МРЛА осуществляется после посадки посадочного аппарата на поверхность Венеры (рис. 5).

Вариант 4. МРЛА устанавливается на другом техническом средстве исследования Венеры (например, на аэростатической платформе-носи-

теле – АСПН). Запуск МРЛА осуществляется во время движения АСПН после ее разворачивания и введения в действие (рис. 6–9).

В качестве полезной нагрузки на МРЛА можно установить миниатюрный пенетратор для забора грунта с поверхности Венеры. После выполнения операции пробы грунта доставляются на аэростатическую платформу-носитель для анализа.

Также предлагается способ подзарядки аккумуляторных батарей МРЛА – во время спуска в режиме авторотации винтов.

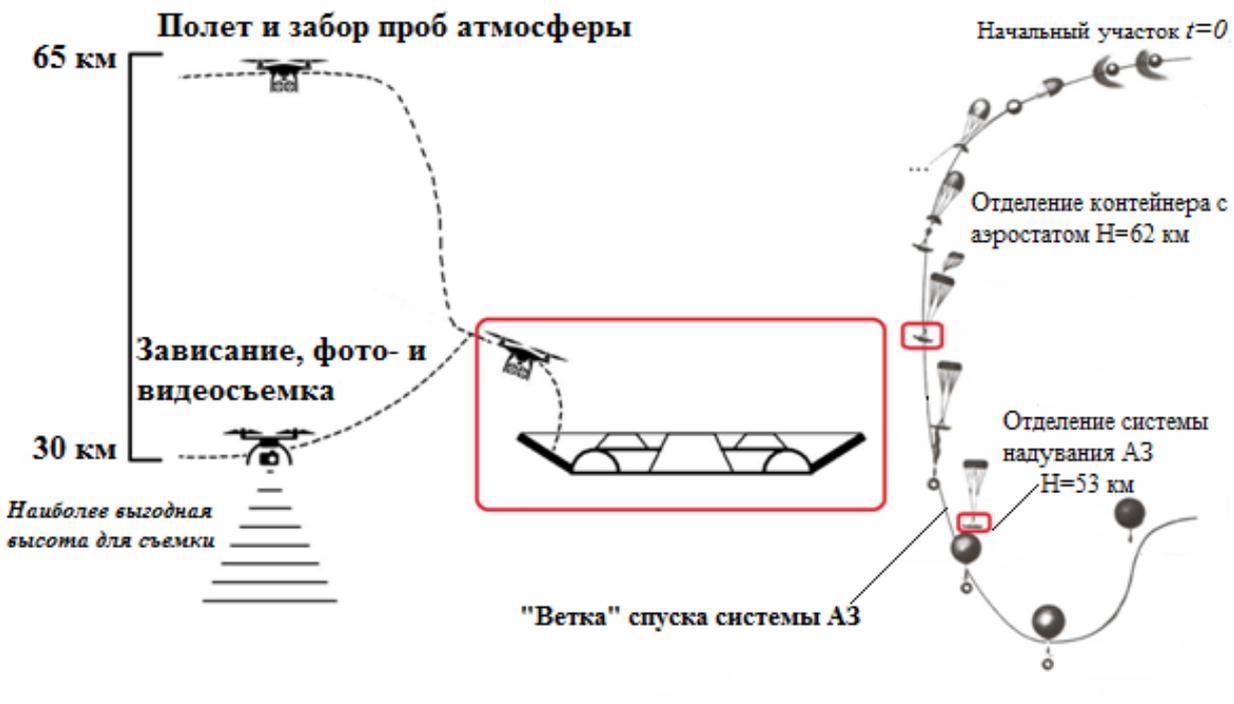


Рис. 4. Ввод в действие МРЛА по варианту 2

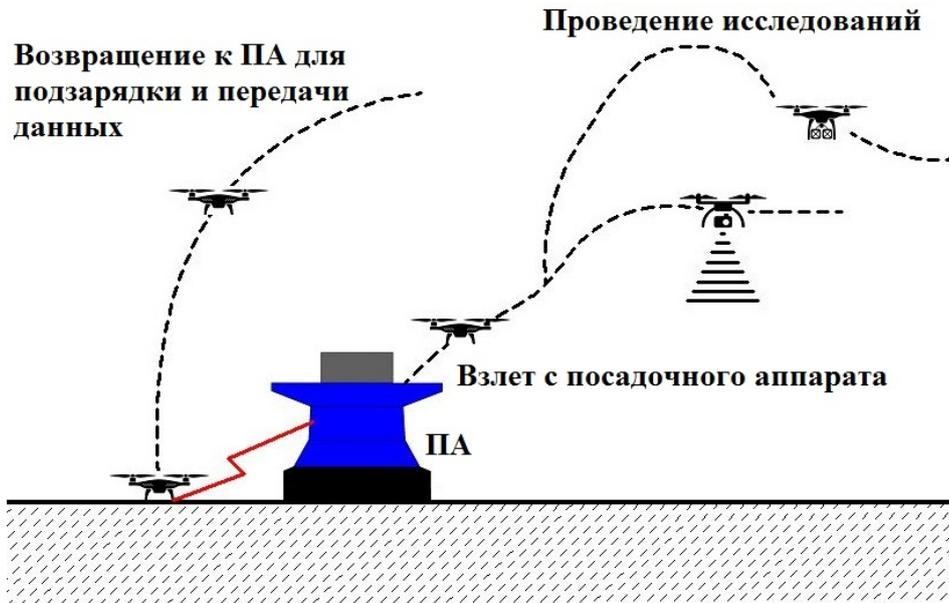


Рис. 5. Ввод в действие МРЛА по варианту 3

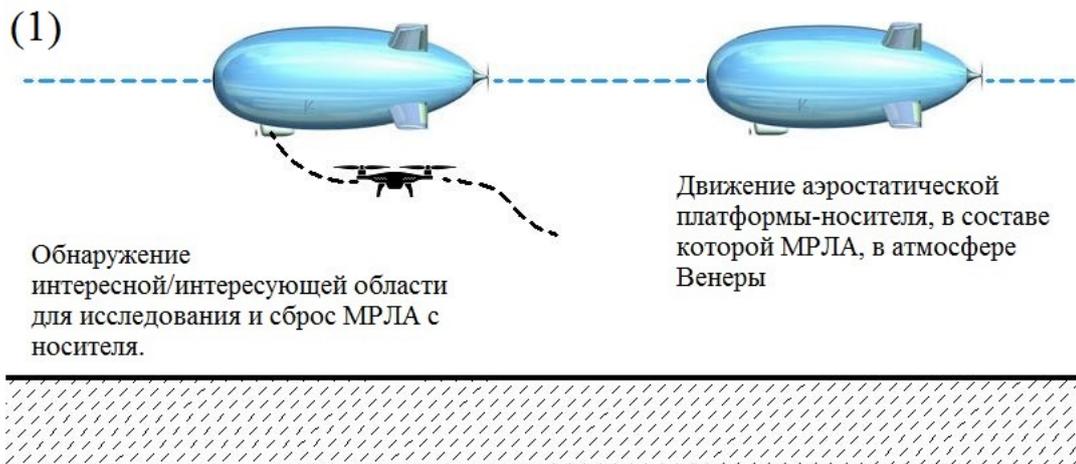


Рис. 6. Ввод в действие МРЛА по варианту 4. Этап 1

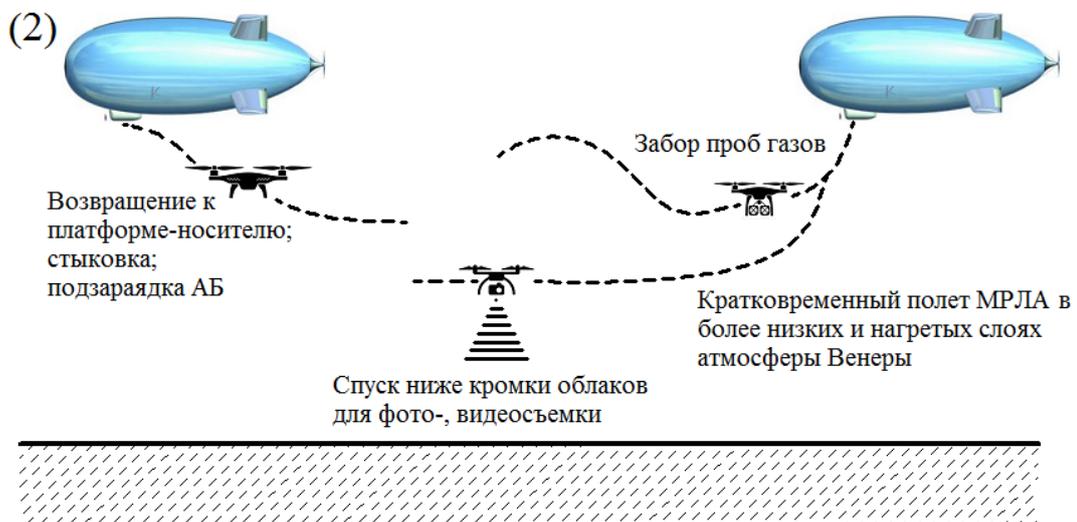


Рис. 7. Ввод в действие МРЛА по варианту 4. Этап 2.1

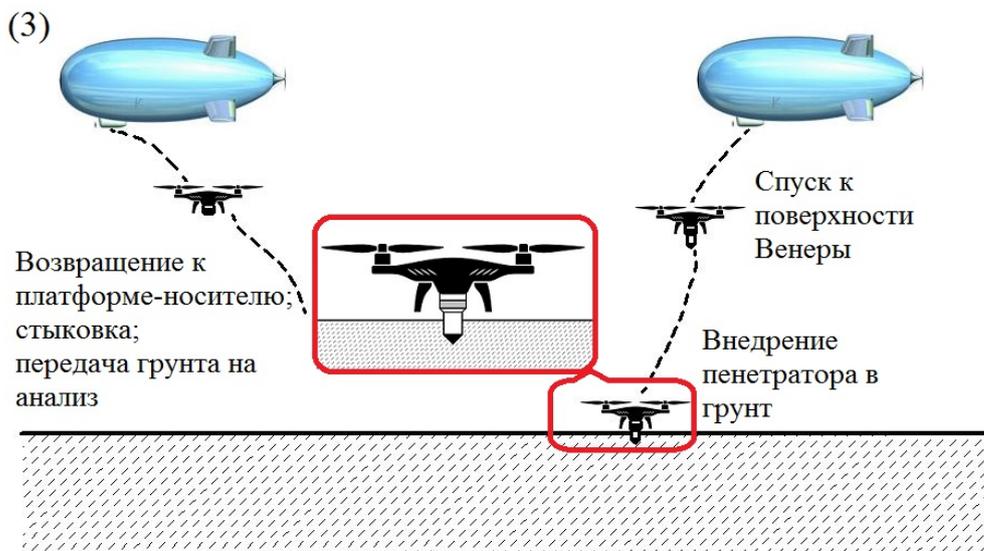


Рис. 8. Ввод в действие МРЛА по варианту 4. Этап 2.2

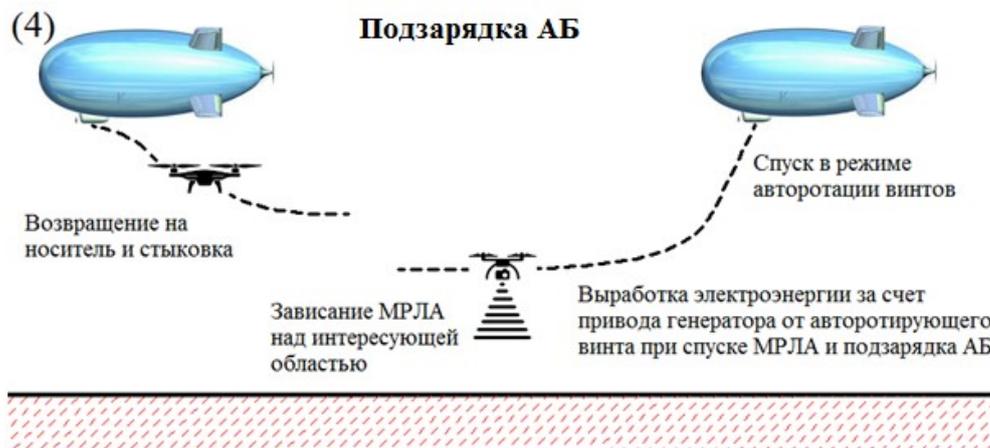


Рис. 9. Ввод в действие МРЛА по варианту 4. Способ подзарядки аккумуляторных батарей

2. Мультироторный летательный аппарат в составе «базового» спускаемого аппарата

Вопрос размещения МРЛА в составе спускаемого аппарата – один из ключевых в предлагаемой концепции, который напрямую влияет на разработку схемного решения ввода в действие этого технического средства исследования.

В «базовом» СА система АЗ располагается на тормозном аэродинамическом устройстве ПА в верхней полусфере СА. Она состоит из торового отсека, который опоясывает антенну ПА и служит для размещения оболочки АЗ. Для крепления систем, обеспечивающих его ввод в действие, служат 7 кронштейнов, пристыкованных к тору [1]. В такой конструкции есть свободные «ниши», в которых и предлагается разместить МРЛА (максимальное количество – 7 таких аппаратов), рис. 10–12. Для решения этой задачи необходимо

разработать кронштейн с возможностью монтажа на нем системы отделения МРЛА. Этому компоновочному решению соответствует схема ввода в действие МРЛА по «варианту 2», т. е. на «ветке» спуска и развертывания АЗ в атмосфере Венеры после срабатывания системы разделения (рис. 4).

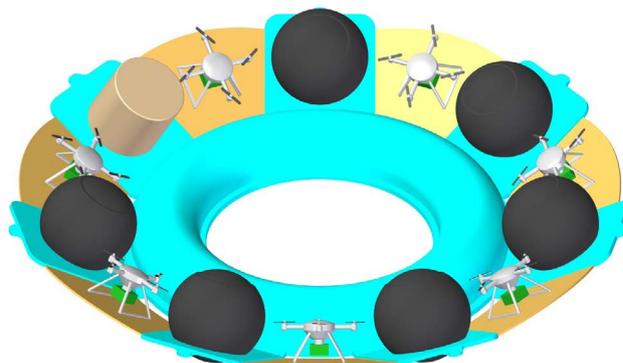


Рис. 10. Вариант размещения МРЛА на системе АЗ «базового» СА

Разработана твердотельная модель компоновки спускаемого аппарата (рис. 11, 12), в составе которого в первом приближении показаны МРЛА с кронштейнами крепления (в виде пластины) их к системе АЗ.

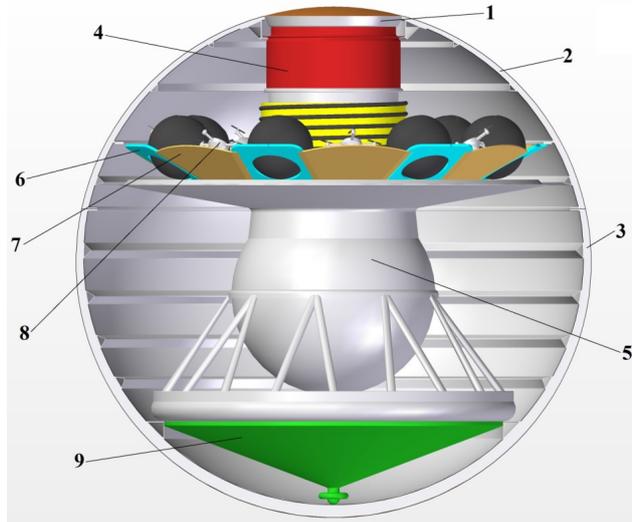


Рис. 11. Твердотельная модель компоновки СА с МРЛА: 1 – крышка парашютного контейнера; 2 – верхняя полусфера СА с силовым набором; 3 – нижняя полусфера СА с силовым набором; 4 – контейнер основной парашютной системы; 5 – ПА; 6 – система АЗ; 7 – кронштейн крепления МРЛА (в первом приближении); 8 – МРЛА; 9 – демпфер

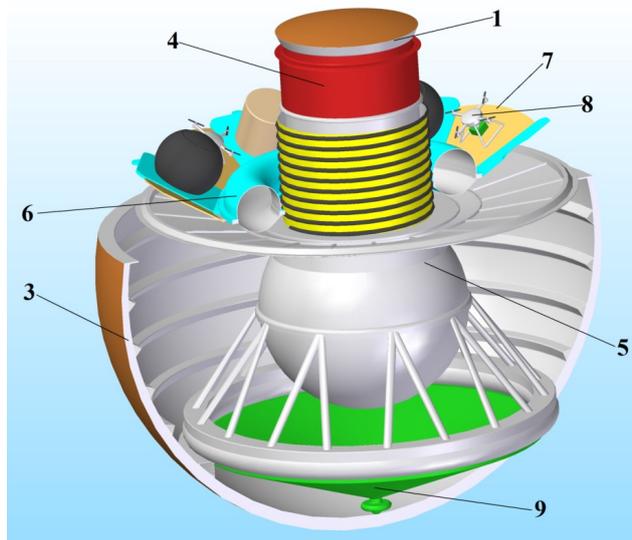


Рис. 12. Твердотельная модель компоновки спускаемого аппарата с МРЛА в изометрии. Позиции соответствуют рис. 11

Получены геометрические параметры «ниши» для размещения МРЛА: это зона, ограниченная цилиндрической поверхностью с диаметром основания не более 340 мм и максимальной высотой 300 мм.

Рассматривалась иная компоновка СА [1; 3; 5], в которой отсутствует ПА типа «Вега» и в верхней полусфере закреплены два АЗ аналогично веговским (рис. 13, позиции 1 и 2). В этом случае предлагается в качестве факультативного варианта заменить одну из аэростатных систем на систему из нескольких МРЛА.

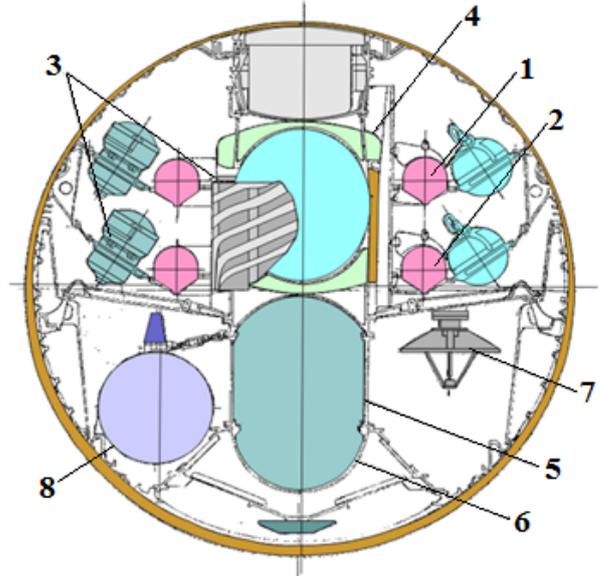


Рис. 13. Альтернативный вариант компоновки СА: 1 – АЗ 1; 2 – АЗ 2; 3 – планирующий зонд (ПЗ); 4 – отсек служебной и научной аппаратуры ПЗ; 5 – контейнер дрейфующего зонда (ДЗ) ветролета; 6 – отсек научной аппаратуры ДЗ; 7 – радиолокатор; 8 – посадочный зонд

Таким образом, ввод в действие МРЛА в описанных вариантах их размещения в СА будет осуществляться на «ветке» парашютного спуска аэростатной системы. Ключевыми вопросами здесь являются отделение МРЛА и ввод их в действие.

3. Оценка взлетной массы мультироторного летательного аппарата

МРЛА компактны, имеют малую взлетную массу и обладают высокой маневренностью. В качестве прототипа МРЛА рассматриваются аппараты мультикоптерного типа, которые построены по вертолетной схеме с количеством винтов $N_{\text{рот}} \geq 3$, т. е. проектируемый аппарат должен иметь не менее 3 винтов и, соответственно, не менее 3 двигателей и «лучей» (балок), на которых крепится эта винтомоторная группа.

Составим совокупность систем и уравнений для оценки параметров МРЛА на основе эмпирических данных и анализа беспилотных летательных аппаратов мультикоптерного типа. Расчетный случай: режим «висения» [4; 7; 9].

$$\left\{ \begin{aligned} & N_{\text{рот}} \geq 3 \\ & N_{\text{рот}} = 2 \cdot n (n \in \mathbb{Z}_{>0}) \\ & m_{\text{рамы}} = \frac{N_{\text{рот}}^{\frac{1}{3}}}{\left(1 + \sin \frac{\pi}{N_{\text{рот}}}\right)^{\frac{5}{3}}} \rightarrow \min \\ & R + r_{\text{в}} \leq 0,5 \cdot D_{\text{max}} \\ & r_{\text{в}} < R \cdot \sin \left(\frac{\pi}{N_{\text{рот}}}\right) \\ & \frac{r_{\text{в}}}{R} = 0,64 \\ & M_{\text{МРЛА}} = \pi \cdot \rho_{\text{атм}} \cdot \frac{r_{\text{в}}^2 \cdot h^2 \cdot n^2 \cdot N_{\text{рот}}}{g_{\text{в}}} \\ & H \text{ [км]} = \begin{pmatrix} 30 \\ \vdots \\ H_i \\ \vdots \\ 65 \end{pmatrix}, i = \overline{1, 20} \\ & \rho_{\text{атм}} \left[\frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \right] = \begin{pmatrix} 10,15 \\ \vdots \\ \rho_{\text{атм},j} \\ \vdots \\ 0,17 \end{pmatrix}, j = \overline{1, 20} \end{aligned} \right. \quad (1) \quad (2) \quad (3) \quad (4) \quad (5)$$

где \mathbb{Z}_0 – множество целых неотрицательных чисел; $N_{\text{рот}}$ – количество винтов; $m_{\text{рамы}}$ – масса рамы винтомоторной группы (балок); $r_{\text{в}}$ – радиус винта; R – радиус окружности, проходящей через ось винта; D_{max} – диаметр зоны размещения МРЛА; $M_{\text{МРЛА}}$ – взлетная масса МРЛА; $\rho_{\text{атм}}$ – значение плотности атмосферы Венеры; h – шаг винта;

n – число оборотов винта; $g_{\text{в}}$ – ускорение свободного падения на Венере; H – значение высоты над поверхностью Венеры.

Для оценочного расчета рассматривался диапазон высот $H = 30 \dots 65$ км с некоторым шагом согласно модели атмосферы [8]. Каждому значению высоты H_i соответствует определенное значение плотности атмосферы Венеры $\rho_{\text{атм}}$. В результате решения системы (1) получаем оптимальное значение количества винтов по критерию массы и прочности конструкции – $N_{\text{рот}}^{\text{opt}}$, которое будет использовано при решении системы (2), а также уравнения (3) при варьировании параметра $\rho_{\text{атм}}$.

В табл. представлены заданные параметры и результаты расчета.

Таблица

Заданные параметры и результаты расчета

Заданные параметры				
D_{max} , мм	h , м	n		$g_{\text{в}}$, м/с ²
		об/мин	1/с	
340	0,1	4900	82	8,87
Результаты расчета				
$N_{\text{рот}}^{\text{opt}}$, б/р		$r_{\text{в}}$, мм		$M_{\text{МРЛА}}$, кг
4		66		0,1 ... 4,5

Заключение

Приведена концепция исследования Венеры с помощью мультироторных летательных аппаратов, цели создания данной технической системы и задачи, которые она должна выполнить, находясь в атмосфере и на поверхности. Предложены варианты полезной нагрузки этого технического средства. Проиллюстрированы возможные варианты использования и схемы ввода в действие МРЛА на планете, показан характер движения в атмосфере, а также разработана компоновочная схема спускаемого аппарата с размещенными в нем МРЛА.

Список литературы

[1] Полищук Г. М., Пичхадзе К. М. Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований. М. : МАИ-ПРИНТ, 2010. С. 17–306.
 [2] Яценко М. Ю., Воронцов В. А. Концепция исследования Венеры с помощью мультироторного летательного аппарата // Сборник избранных научных докладов по итогам XLVI Междунар. молодеж. науч. конф. «Гагаринские чтения». МАИ. 2020. С. 311–321.
 [3] «Венера-Д»: Расширяя горизонты наших представлений о климате и геологии планеты земного типа с помощью всестороннего изучения Венеры // Научно-технический отчет Объединенной научной рабочей группы (ОНРГ) по проекту «Венера-Д». 2019. 174 с.
 [4] Свердлов С. З. О компоновке многороторного беспилотного вертолета (мультикоптера) // Вестник Вологодского государственного университета. Серия «Технические науки». 2018. № 2. С. 20–24.
 [5] Воронцов В. А., Лохматова М. Г., Мартынов М. Б., Пичхадзе К. М., Симонов А. В., Хартов В. В., Засова Л. В., Зеленый Л. М., Кораблев О. И. Перспективный космический аппарат для исследования Венеры. Проект

- «Венера-Д» // Вестник «НПО им. С. А. Лавочкина». 2010. № 2. С. 62–67.
- [6] Лемешевский С. А., Графодатский О. С., Карчаев Х. Ж., Воронцов В. А. Космические аппараты для контактных исследований планеты Венера. Опыт и перспективы (к 80-летию НПО имени С. А. Лавочкина и 50-летию космического аппарата «Венера-4») // Вестник «НПО им. С. А. Лавочкина». 2017. № 2. С. 52–58.
- [7] Арзамасцев А. А., Крючков А. А. Математические модели для инженерных расчетов летательных аппаратов мультироторного типа (часть 1) // Вестник Тамбовского университета. Серия «Естественные и технические науки». 2014. Т. 19. № 6. С. 1821–1828.
- [8] Засова Л. В., Мороз В. И., Линкин В. М., Хатунцев И. В., Майоров Б. Строение атмосферы Венеры от поверхности до 100 км // Космические исследования. 2006. Т. 44. № 4. С. 381–400.
- [9] Свердлов С. З. Оптимальный вертикальный подъем электрического мультикоптера // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. Вып. 11. doi: 10.18698/2308-6033-2016-11-1551.
- [10] Косенкова А. В., Миненко В. Е., Агафонов Д. Н. Исследование баллистического режима спуска маневренного посадочного аппарата на поверхность Венеры // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Серия «Машиностроение». 2020. № 4. С. 42–60.

TO THE QUESTION OF INCLUDING ADDITIONAL TECHNICAL MEANS IN THE VENUS EXPLORATION PROGRAM

M. Yu. Yatsenko, V. A. Vorontsov

*Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation*

The current issue of expanding the scheme of the experiment for the contact research of Venus by including a multicopter aircraft as an additional technical means of research in a prospective expedition is considered. The concept is developed by the authors considers the possibility of creating and launching a multi-rotor aircraft (as a complex technical system) into the atmosphere of Venus in order to collect data on the composition and properties of the planet's atmosphere, as well as taking photos and videos of its surface. Such devices will operate for a certain time in the specified altitude levels (zones). The authors suggest mounting them in the descent vehicle. The article describes the goals of creating this technical system and the tasks that it should perform on the Venus. The paper illustrates the possible utilization options and schemes for putting a multicopter aircraft into operation in the atmosphere of the planet, the nature of its movement. As a module of the energy storage system, batteries are selected that will significantly improve the functioning of a multicopter aircraft and increase the duration of its motion in the atmosphere. The options for placing multicopter vehicles in the developed model of the base descent vehicle are shown, mass-dimensional parameters are estimated.

Keywords: Venus, multicopter aircraft, descent vehicle, Venusian spacecraft, technical means, scheme of the experiment.

References

- [1] Polishchuk G. M., Pichkhadze K. M. *Avtomaticheskie kosmicheskie apparaty dlya fundamental'nyh i prikladnyh nauchnyh issledovaniy* [Automatic space vehicles for fundamental and applied scientific research]. Moscow, MAI-PRINT, 2010, pp. 17–306. (In Russian)
- [2] Yatsenko M. Yu., Vorontsov V. A. *Koncepciya issledovaniya Venery s pomoshch'yu mul'tirotnogo letatel'nogo apparata* [The concept of exploring Venus with the help of a multi-rotor aircraft] // *Sbornik izbrannyh nauchnyh dokladov po itogam XLVI Mezhdunarodnoj molodezhnoj nauchnoj konferencii «Gagarinskie chteniya»*, MAI, 2020, pp. 311–321. (In Russian)

- [3] Venera-D: Expanding our Horizon of Terrestrial Planet Climate and Geology through the Comprehensive Exploration of Venus» // Report of the Venera-D by Joint Science Definition Team, 2019, 174 p. (In Russian)
- [4] Sverdlov S. Z. *O komponovke mnogorotornogo bespilotnogo vertoleta (mul'tikoptera)* [On the layout of a multi-rotor unmanned helicopter (multicopter)] // Bulletin of the Vologda State University, Series «Technical Sciences», 2018, no. 2, pp. 20–24. (In Russian)
- [5] Vorontsov V. A., Lohmatova M. G., Martynov M. B., Pichkhadze K. M., Simonov A. V., Khartov V. V., Zasova L. V., Zelenyi L. M., Korablev O. I. *Perspektivnyj kosmicheskij apparat dlya issledovaniya Venery. Proekt «Venera-D»* [Prospective spacecraft for the exploration of Venus. Project «Venera-D»] // Vestnik «NPO im. S. A. Lavochkin», 2010, no. 2, pp. 62–67. (In Russian)
- [6] Lemeshevsky S. A., Grafodatsky O. S., Karchaev Kh. Zh., Vorontsov V. A. *Kosmicheskie apparaty dlya kontaktnyh issledovaniy planety Venery. Opyt i perspektivy (k 80-letiyu NPO imeni S. A. Lavochkina i 50-letiyu kosmicheskogo apparata «Venera-4»)* [Space vehicles for contact studies of the planet Venus. Experience and prospects (to the 80th anniversary of the NPO named after S. A. Lavochkin and the 50th anniversary of the Venera-4 spacecraft)] // Vestnik «NPO im. S. A. Lavochkin», 2017, no. 2, pp. 52–58. (In Russian)
- [7] Arzamastsev A. A., Kryuchkov A. A. *Matematicheskie modeli dlya inzhenernyh raschetov letatel'nyh apparatov mul'tirotnogo tipa (chast' 1)* [Mathematical models for engineering calculations of multicopter aircraft (part 1)] // Tambov University Reports. Series Natural and Technical Sciences, 2014, vol. 19, no. 6, pp. 1821–1828. (In Russian)
- [8] Zasova L. V., Moroz V. I., Linkin V. M., Khatuntsev I. V., Maiorov B. *Stroenie atmosfery Venery ot poverhnosti do 100 km* [The structure of the Venusian atmosphere from the surface to 100 km] // Cosmic Research, 2006, vol. 44, no. 4, pp. 381–400. (In Russian)
- [9] Sverdlov S. Z. *Optimal'nyj vertikal'nyj pod'em elektricheskogo mul'tikoptera* [Optimal vertical lift of an electric multicopter] // Engineering Journal: Science and Innovations, 2016, issue 11. doi: 10.18698/2308-6033-2016-11-1551. (In Russian)
- [10] Kosenkova A. V., Minenko V. E., Agafonov D. N. *Issledovanie ballisticheskogo rezhima spuska manevrennogo posadochnogo apparata na poverhnost' Venery* [Investigation of the ballistic mode of descent of a maneuverable lander on the surface of Venus] // Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering, 2020, no. 4, pp. 42–60. (In Russian)

Сведения об авторах

Воронцов Виктор Александрович – доктор технических наук, профессор кафедр «Космические системы и ракетостроение» и «Системный анализ и управление» Института № 6 «Аэрокосмический» Московского авиационного института. Окончил Московский авиационный институт с отличием в 1975 году. Область научных интересов: проектирование автоматических космических аппаратов для исследования дальнего космоса.

Яценко Михаил Юрьевич – аспирант Института № 6 «Аэрокосмический» Московского авиационного института, специалист Московского авиационного института. Окончил Московский авиационный институт с отличием в 2021 году. Область научных интересов: проектирование и конструкция ракетно-космической техники.

ПРОГРАММА РАСЧЕТА НАГРУЗОК В КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

А. П. Кравчуновский✉, **Р. А. Пряничников**, **С. А. Зоммер**

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

Для проведения предварительной оценки прочности конструкции космического аппарата разработаны алгоритм и программа расчета механических нагрузок. Алгоритм разработан с целью проведения одновременного расчета нагрузок сразу по нескольким расчетным случаям. В настоящей работе объектом исследования был выбран алгоритм расчета внутренних усилий для упругодеформированной балки. В рамках предварительной оценки такой алгоритм может быть использован для расчета внутренних усилий, возникающих в конструкции космического аппарата на этапе наземной эксплуатации и на участке выведения. С целью обеспечения функциональности на основе алгоритма разработана компьютерная программа, обеспечивающая проведение автоматизированного расчета нагрузок в конструкции космического аппарата с возможностью вывода данных в формате, удобном для их последующего использования. Для оценки корректности результатов, полученных при расчете в программе, они сравнивались с результатами аналитического решения аналогичной задачи. В ходе проверки было выявлено совпадение результатов, полученных в программе и аналитическим методом.

Ключевые слова: космический аппарат, расчет нагрузок, экспериментальная отработка, участок выведения.

Введение

Расчетно-аналитическая часть работ в процессе проектирования космического аппарата (КА) имеет ключевое значение [1]. На стадии разработки проектной конструкторской документации изделия происходит разработка и анализ его материального и электронного макетов [2]. Если говорить о механической части проектирования КА, то здесь основной задачей является обеспечение его статической и динамической прочности, которая подтверждается расчетным и экспериментальными методами [3–9]. Для решения этой задачи в настоящее время широкое применение находит метод конечных элементов (МКЭ) [3; 8], реализованный в различных программных пакетах. МКЭ позволяет получить решение с достаточной точностью, но при этом необходимо, чтобы расчетная модель наиболее полно представляла механические и массогабаритные характеристики реального объекта. Следовательно, применение МКЭ оправдано, когда проект КА уже имеет достаточно высокую степень проработки. Однако,

предварительная оценка прочности разрабатываемого изделия требуется уже на начальном этапе проектирования, когда известен только состав КА и распределение масс по конструкции. В данном случае применение МКЭ не обосновано, поэтому применяется упрощенная расчетная модель.

1. Описание расчетной модели

Конструкция КА имитируется абсолютно жесткой балкой с распределенными по длине сосредоточенными силами:

$$P_i = m_i \cdot 9,81 \text{ м/с}^2,$$

где m_i – масса i -го конструктивного элемента (или составной части (СЧ)).

Действующие нагрузки сводятся в общем случае к осевым и перерезывающим силам и изгибающему моменту [10].

В применяемой расчетной схеме положение каждой силы определяется одной координатой, которая соответствует положению центра масс каждой выбранной СЧ. Разбиение КА на СЧ должно выполняться таким образом, чтобы суммарная масса всех СЧ соответствовала общей массе КА, и при этом обеспечивалось требуемое положение центра масс КА.

✉ kravchunovskiyap@iss-reshetnev.ru

$$Q(x) = \sum_1^n P_i^y(x); \quad P_i^y(x) = \begin{cases} 0; & x < x_i; \\ P_i; & x \geq x_i; \end{cases} \quad (1)$$

$$N(x) = \sum_1^n P_i^x(x); \quad P_i^x(x) = \begin{cases} 0; & x < x_i; \\ P_i; & x \geq x_i; \end{cases} \quad (2)$$

$$M(x) = \int_0^x Q(x) dx. \quad (3)$$

Существующие варианты реализации такой расчетной схемы могут быть применены для решения широкого круга задач, где допустима замена реального объекта рассмотренной выше расчетной моделью. Однако они позволяют решить лишь основную узкую задачу – по формулам, заложенным в алгоритме, вычислить внутренние усилия M , N , Q и не позволяют учесть ряд дополнительных параметров, которые могут повлиять на результат при решении специальных задач. Чтобы учесть их нужно неоднократно провести один и тот же расчет, варьируя одним параметром, что увеличивает время расчета и усложняет получение конечного результата.

2. Область применения

Описанная расчетная схема применяется для расчета нагрузок, возникающих в конструкции КА на этапе наземной эксплуатации и на участке выведения. Под нагрузками следует понимать осевые силы, перерезывающие силы и изгибающие моменты. Указанные силовые факторы контролируются в определенных сечениях, называемых контрольными. Контрольные сечения располагаются перпендикулярно оси КА и обычно совпадают с плоскостями стыка СЧ. Расчетные нагрузки всегда больше эксплуатационных, поэтому проектирование КА гарантирует прочность конструкции на всех этапах его наземной эксплуатации, а также на участке выведения, когда нагрузки на КА приходят от ракеты-носителя (РН).

В процессе наземной эксплуатации с КА проводятся различные технологические операции, такие как перегрузка крановым средством, транспортирование, кантование и т. п. [3]. Рассматриваемая расчетная схема позволяет также определить нагрузки, приходящиеся от КА на технологическое оборудование, которое проектируется в дальнейшем с учетом этих нагрузок (реакций), и обеспечивает безопасное транспортирование КА.

3. Реализация расчетной модели

Процесс расчета сопровождается трудностями, связанными с необходимостью рассматри-

вать несколько расчетных случаев с различными исходными данными. Так, например, требуется провести расчет нагрузок КА, заправленного топливом и незаправленного, с учетом технологического оборудования и без учета такового, с различным положением транспортных опор и т. д. Все это требует от расчетчика постоянного контроля многочисленных параметров. В таких условиях ошибки неизбежны. Для того чтобы их избежать, представляется рациональным выполнять этот контроль в автоматическом режиме. С этой целью разработана программа, предназначенная для расчета нагрузок в конструкции КА [11]. В основе программы заложен алгоритм, адаптированный для проведения автоматизированного расчета нагрузок в конструкции космического аппарата на этапе его наземной эксплуатации и на участке выведения.

Для удовлетворения заявленным требованиям в разработанном алгоритме программы реализованы следующие возможности:

- проводить расчет реакций для всех случаев наземной эксплуатации КА;
- проводить расчет внутренних силовых факторов (M , N , Q) в требуемых сечениях КА (как при наземной эксплуатации, так и на участке выведения);
- выводить файл формата *.docx* с результатами расчетов и эпюрами внутренних силовых факторов.

В программе реализованы три расчетные схемы, отличающиеся граничными условиями:

- «Консоль» – схема с жесткой заделкой на одном конце балки;
- «Двухопорная-1» – схема с двумя шарнирными опорами, одна из которых не допускает поступательного перемещения балки в каждом из трех взаимно перпендикулярных направлений, а вторая – в двух, лежащих в плоскости, перпендикулярной оси балки;
- «Двухопорная-2» – схема с двумя опорами, одна из которых не допускает поступательного перемещения балки в каждом из трех взаимно перпендикулярных направлений и вращательного перемещения вокруг одной из поперечных осей, а вторая – вдоль этой оси.

Три указанные схемы позволяют описать все операции этапа наземной эксплуатации КА и состояние КА на участке выведения.

4. Описание возможностей программы

Интерфейс программы представлен двумя рабочими окнами. Первое окно появляется сразу после запуска программы и представляет собой совокупность полей для ввода исходных данных (рис. 1).

Сечение	Идентификатор	ДРМ	Масса, кг	Расстояние, м	3М
Сечение 1		<input checked="" type="checkbox"/>	51,626	3,8960	<input type="checkbox"/>
Сечение 2	Д-Д	<input type="checkbox"/>	0	3,8210	<input type="checkbox"/>
Сечение 3	Передняя опора	<input type="checkbox"/>	0	3,7950	<input type="checkbox"/>
Сечение 4		<input checked="" type="checkbox"/>	133,2	3,0675	<input type="checkbox"/>
Сечение 5		<input checked="" type="checkbox"/>	313,0	2,5535	<input type="checkbox"/>
Сечение 6		<input checked="" type="checkbox"/>	262,68	2,5483	<input type="checkbox"/>
Сечение 7		<input checked="" type="checkbox"/>	144,6	2,2250	<input type="checkbox"/>
Сечение 8	Г-Г	<input type="checkbox"/>	0	1,9305	<input type="checkbox"/>
Сечение 9		<input checked="" type="checkbox"/>	23,13	1,9208	<input type="checkbox"/>
Сечение 10		<input checked="" type="checkbox"/>	40,166	1,7905	<input checked="" type="checkbox"/>
Сечение 11		<input checked="" type="checkbox"/>	190,53	1,4077	<input type="checkbox"/>
Сечение 12	В-В	<input type="checkbox"/>	0	1,3150	<input type="checkbox"/>
Сечение 13		<input checked="" type="checkbox"/>	72,18	1,2787	<input type="checkbox"/>
Сечение 14		<input checked="" type="checkbox"/>	381,736	0,9562	<input type="checkbox"/>
Сечение 15	Б-Б	<input type="checkbox"/>	0	0,5435	<input type="checkbox"/>
Сечение 16	А-А	<input type="checkbox"/>	0	0,3955	<input type="checkbox"/>
Сечение 17		<input checked="" type="checkbox"/>	20,32	0,3205	<input type="checkbox"/>
Сечение 18	А0-А0	<input type="checkbox"/>	0	0,2455	<input type="checkbox"/>
Сечение 19		<input type="checkbox"/>	210	0,0455	<input type="checkbox"/>
Сечение 20	Задняя опора	<input type="checkbox"/>	0	0	<input type="checkbox"/>

Рис. 1. Окно ввода исходных данных

В окне предлагается выбрать количество сечений, в которых требуется задать или проконтролировать нагрузки, задать известное распределение масс и расположение транспортно-

опор. В программе реализована возможность учета дополнительной распределенной массы (ДРМ) по нескольким сечениям для тех случаев, когда учитывать ее в одном сечении некорректно, а также возможность учета массы заправки КА топливом. После проведения расчета появляется возможность посмотреть эпюры нагрузок и оценить корректность введенных данных (рис. 2).

Переход во второе окно программы (рис. 3) осуществляется нажатием соответствующей кнопки.

Здесь пользователь формирует расчетные случаи, т. е. указывает идентификатор расчетного случая, необходимые коэффициенты перегрузок, расчетную схему (их реализовано три) и необходимость учета массы заправки КА топливом для каждого отдельного расчетного случая. Для того чтобы вывести результаты расчета в файл, пользователю нужно сформировать таблицы, заполнив пустые поля текущего рабочего окна. Таблицы должны содержать названия контрольных сечений и нагрузки в этих сечениях. При нажатии кнопки «Вывод» сформированные таблицы будут автоматически вставлены во вновь созданный документ в формате *.docx*.

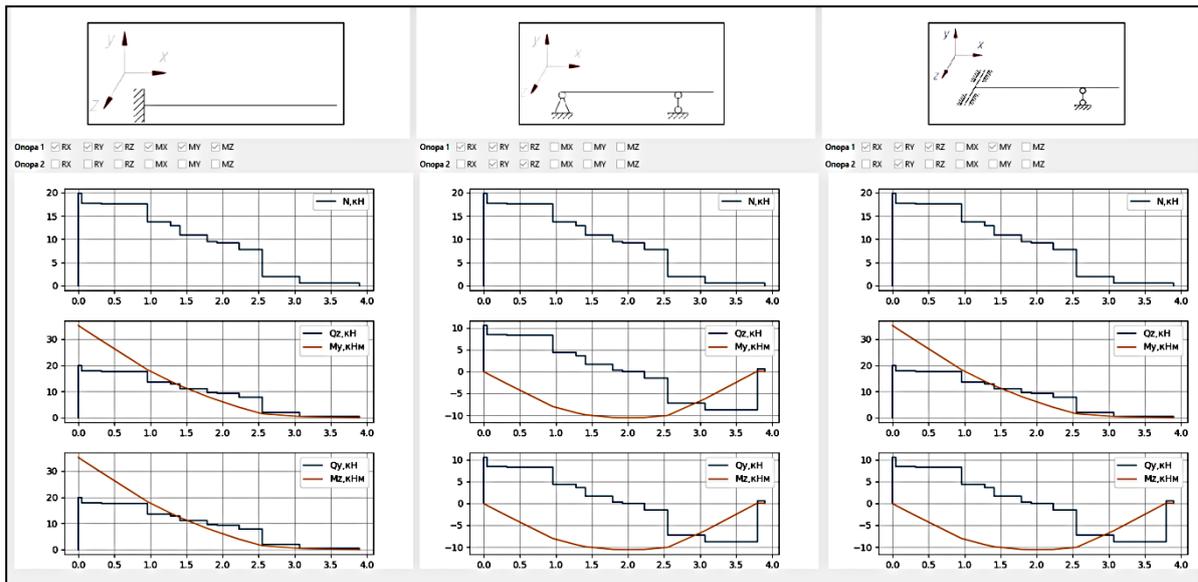


Рис. 2. Контрольные эпюры

№	Реакции	МНҚ	3М
1	px	1	Консоль
2	px	4	Двухопорная схема 1
3	px	2	Двухопорная схема 2
4	px	1	Консоль

Рис. 3. Окно для создания расчетных случаев

5. Верификация расчетной модели

Для оценки корректности результатов, полученных в программе, следует сравнить их с результатами аналитического решения аналогичной задачи [12]. Для реализации такой проверки были проанализированы следующие расчетные схемы.

1) Консольная схема (рис. 4).

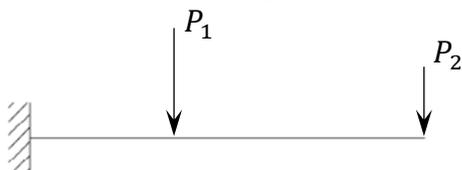


Рис. 4. Консольная схема закрепления

Балка закреплена консольно, нагружена двумя сосредоточенными силами $P_1 = 1,96$ кН и $P_2 = 0,49$ кН. Перерезывающие силы, осевые силы и моменты рассчитываются по формулам (1) – (3). В соответствии с полученными значениями были построены соответствующие эпюры (рис. 5).

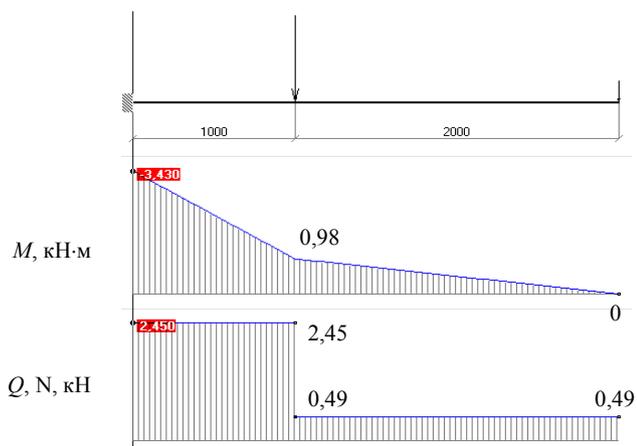


Рис. 5. Эпюры моментов и поперечных сил

2) Двухопорная схема (рис. 6).

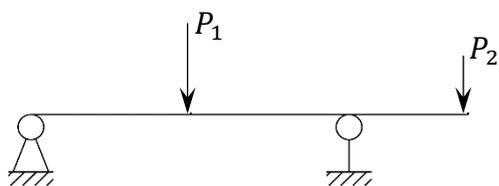


Рис. 6. Двухопорная схема закрепления

Балка установлена на две опоры, нагружена двумя сосредоточенными силами $P_1 = 1,96$ кН и $P_2 = 0,49$ кН. Перерезывающие силы, осевые силы и моменты рассчитываются по формулам (1) – (3). В соответствии с полученными значениями были построены соответствующие эпюры (рис. 7).

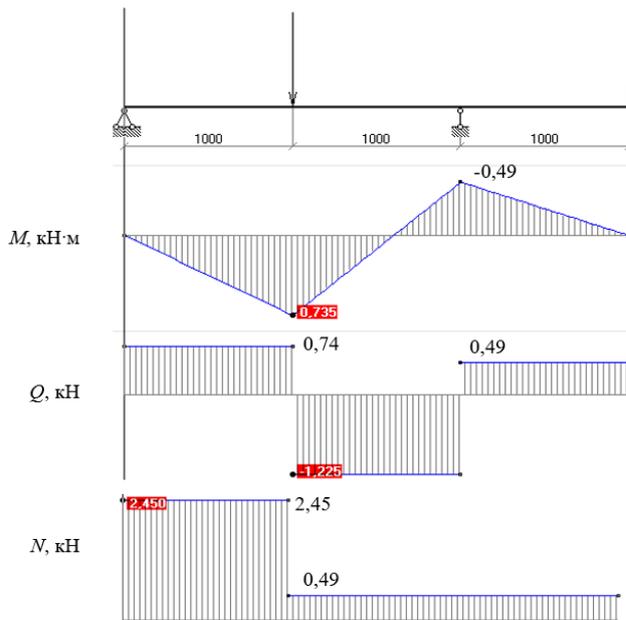


Рис. 7. Эпюры моментов и перерезывающих/осевых сил

Аналогичные задачи были решены с помощью разработанной программы. Получены следующие результаты (рис. 8 и 9). Эпюры осевых сил для двухопорной и консольной схем аналогичны.

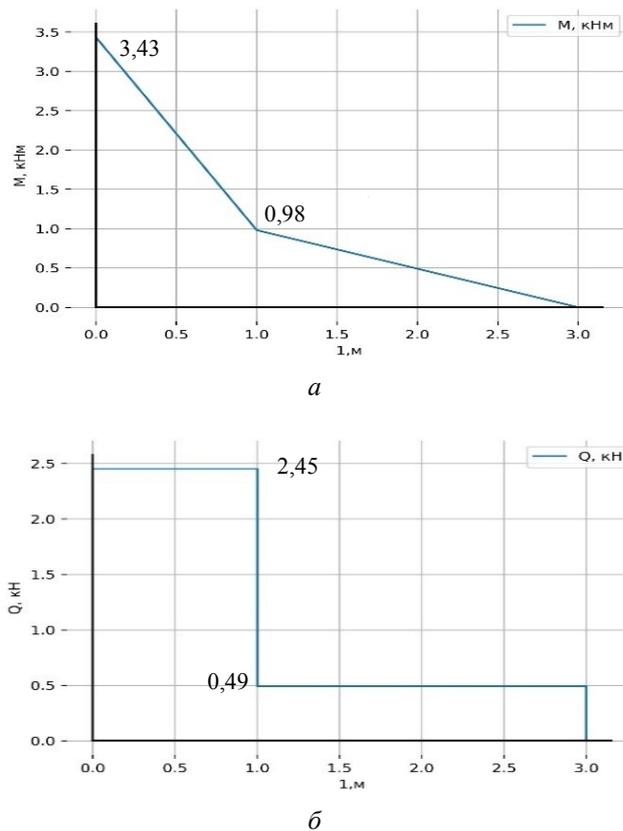


Рис. 8. Эпюры для схемы с консольным закреплением: «а» – моментов, «б» – поперечных сил

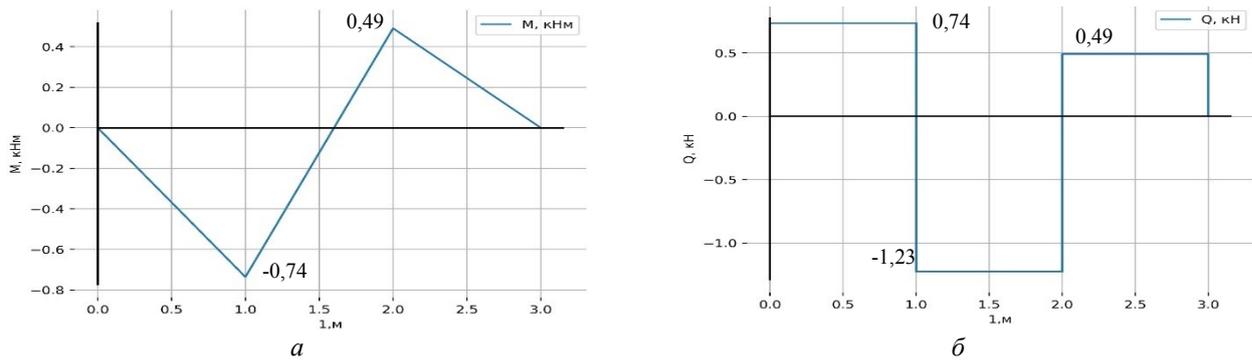


Рис. 9. Эпюры для двухопорной схемы: «а» – моментов, «б» – поперечных сил

Заключение

В ходе проверки было выявлено совпадение результатов, полученных в программе и аналитическим методом. Это указывает на корректность ал-

горитма, заложенного в программе. Следовательно, программа может использоваться для решения более сложных задач (в рамках расчета внешних нагрузок на КА при транспортировании и на участке выведения).

Список литературы

- [1] Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие. Красноярск : Сиб. гос. аэрокосм. ун-т., 2011. 488 с.
- [2] ГОСТ 2.103–2013. Единая система конструкторской документации. Стадии разработки. М. : Стандартинформ, 2015. 10 с.
- [3] ГОСТ Р 56514-2015. Нормы прочности автоматических космических аппаратов.
- [4] Ткаченко С. И., Ткаченко О. А., Самсонов В. Н. Методы экспериментальной отработки прочности конструкций летательных аппаратов : учеб. пособие. Самара : СГАУ, 2007. 255 с.
- [5] Коновалов Д. Р., Платонов А. О. Методы экспериментальной отработки прочности конструкций летательных аппаратов // Решетневские чтения : материалы XXV Междунар. науч.-практ. конф. Красноярск. СибГУ. 2021. С. 483–484.
- [6] Костин В. А., Валитова Н. Л. Теория и практика прочностной отработки конструкций летательных аппаратов : монография. Казань : КНИТУ-КАИ, 2014. 140 с.
- [7] Русаков А. В. Расчетно-экспериментальное обеспечение надежности элементов конструкций космических летательных аппаратов на этапе проектирования : автореф. дисс. ... канд. техн. наук: 05.07.03. Самара. 2000. 18 с.
- [8] ECSS-E-HB-32-26A. Space engineering. Spacecraft mechanical loads analysis handbook // ESA-ESTEC Requirements and Standards Division. Noordwijk. The Netherlands. 2013.
- [9] Москвичев В. В., Лепихин А. М., Буров А. Е., Доронин С. В., Москвичев Е. В. Расчетно-экспериментальная оценка прочности и предельных состояний композитных конструкций космических аппаратов // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. 3. № 3. С. 140–148. doi: 10.26732/2618-7957-2019-3-140-148.
- [10] Тестоедов Н. А. Особенности статических испытаний космических аппаратов // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М. Ф. Решетнева. 2008. № 1 (18). С. 91–94.
- [11] Кравчуновский А. П., Зоммер С. А., Пряничников Р. А. Программа расчета нагрузок в конструкции космического аппарата : свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021663252. 2021.
- [12] Беляев Н. М. Сопротивление материалов. М. : Наука, 1976. 608 с.

PROGRAM FOR CALCULATING THE LOADS GENERATED IN SPACECRAFT STRUCTURE

A. P. Kravchunovsky, R. A. Pryanichnikov, S. A. Zommer
JSC «Academician M. F. Reshetnev» Information Satellite Systems»,
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

An algorithm as well as a program for calculating mechanical loads in spacecraft structure are developed in the frame of its preliminary strength assessment. The algorithm was developed with

the aim of calculating loads of several design cases simultaneously. The main object for study of this paper was an algorithm for calculating internal forces for a bending beam. As part of a preliminary assessment, such an algorithm can be used to calculate the responses, which are appeared in the spacecraft structure during its ground and flight operations. In order to provide an effective use of developed algorithm, a computer program has been written. This program provides an automated calculation of loads in the spacecraft structure with the ability to output data in a format which convenient for its further use. Such parameters as geometrical data, mass properties of the spacecraft, its test and launch conditions, qualification factors and safety coefficients are initial data to start the calculation. To verify the results obtained with the program, they were compared with the results of the analytical solution of a similar problem. From the check it was revealed, that they are coincide.

Keywords: spacecraft, load analysis, testing, launch.

References

- [1] Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* [Fundamentals of spacecraft design information support]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2011, 488 p. (In Russian)
- [2] *GOST 2.103-2013. Edinaya sistema konstruktorskoj dokumentacii. Stadii razrabotki* [GOST 2.103-2013. Unified system of design documentation. Development stages]. Moscow, Standinform, 2015, 10 p. (In Russian)
- [3] *GOST R 56514-2015. Normy prochnosti avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov* [GOST R 56514-2015. The norms of the strength of automatic spacecraft]. (In Russian)
- [4] Tkachenko S. I., Tkachenko O. A., Samsonov V. N. *Metody eksperimental'noj otrabotki prochnosti konstrukcij letatel'nyh apparatov* [Methods of experimental working out of the strength of aircraft designs]. Samara, SGAU, 2007, 255 p. (In Russian)
- [5] Konovalov D. R., Platonov A. O. *Metody eksperimental'noj otrabotki prochnosti konstrukcij letatel'nyh apparatov* [Methods of experimental working out of the strength of aircraft designs] // Reshetnev readings : materials of the XXV International scientific-practical conference. Krasnoyarsk, SibGU, 2021, pp. 483–484. (In Russian)
- [6] Kostin V. A., Valitova N. L. *Teoriya i praktika prochnostnoj otrabotki konstrukcij letatel'nyh apparatov* [Theory and practice of strength testing of aircraft designs]. Kazan, KNITU-KAI, 2014, 140 p. (In Russian)
- [7] Rusakov A. V. *Raschetno-eksperimental'noe obespechenie nadezhnosti elementov konstrukcij kosmicheskikh letatel'nyh apparatov na etape proektirovaniya* [Calculating and experimental support for the reliability of elements of space aircraft designs at the design stage] : Abstract of a thesis. Samara, 2000, 18 p. (In Russian)
- [8] ECSS-E-HB-32-26A. Space engineering. Spacecraft mechanical loads analysis handbook // ESA-ESTEC Requirements and Standards Division. Noordwijk, The Netherlands, 2013.
- [9] Moskvichev V. V., Lepikhin A. M., Burov A. E., Doronin S. V., Moskvichev E. V. Calculation and experimental assessment of the strength and limit states of composite structures for spacecraft // Spacecrafts & Technologies, 2019, vol. 3, no. 3, pp. 140–148. doi: 10.26732/2618-7957-2019-3-140-148. (In Russian)
- [10] Testoyedov N. A. *Osobennosti staticheskikh ispytaniy kosmicheskikh apparatov* [Features of static testing of spacecraft] // Bulletin Siberian State Aerospace University named Academician M. F. Reshetneva, 2008, no. 1 (18), pp. 91–94. (In Russian)
- [11] Kravchinovsky A. P., Zommer S. A., Gicanikniki R. A. *Programma rascheta nagruzok v konstrukcii kosmicheskogo apparata* [The program for calculating loads in the design of the spacecraft] : Certificate of state registration of programs for computer, no. 2021663252, 2021.
- [12] Belyaev N. M. *Soprotivlenie materialov* [Resistance of materials]. Moscow, Science, 1976, 608 p. (In Russian)

Сведения об авторах

Зоммер Семен Андреевич – инженер-конструктор 2 категории АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва в 2019 году. Область научных интересов: конструкции космических аппаратов. ORCID: 0000-0002-6248-7665

Кравчуновский Антон Павлович – инженер 2 категории АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский государственный университет науки и технологий име-

ни академика М. Ф. Решетнёва в 2020 году. Область научных интересов: анализ конструкции космического аппарата по прочности и динамике.

ORCID: 0000-0001-6038-1392

Пряничников Роман Андреевич – инженер 2 категории АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва в 2019 году. Область научных интересов: устройства исполнительной автоматики космических аппаратов.

ORCID: 0000-0002-9395-1694

ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В МАШИНОСТРОЕНИИ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ФОРМООБРАЗУЮЩЕЙ ОСНАСТКИ

М. А. Дремухин✉, В. Н. Наговицин

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

Рассматривается процесс применения аддитивных технологий при изготовлении крупногабаритной формообразующей оснастки. Предполагается сократить сроки изготовления и трудозатраты рабочих путем применения нетрадиционных технологических систем при изготовлении модели формообразующей оснастки, которая имеет качественно новые свойства и возможности, а также существенно повышает уровень автоматизации и интенсификации производственных процессов. При проектировании технологического процесса необходима высокая информационность и компьютеризация, определенный уровень электрификации и энергообеспечения, поэтому проектирование новых технологий базируется на рациональных технологических процессах с использованием накопленного опыта и нового системного подхода, разработанного на единстве технологий проектирования производства с помощью CAD/CAE/CAM систем. За основу изготовления формообразующей оснастки был принят экструзионный метод трехмерной печати по технологии FDM (Fused Deposition Modeling) с применением нового модифицированного материала марки PA12CF. Данный материал представляет собой композитный пластик из полиамида-12, армированный углеродными волокнами. Применение аддитивных технологий с использованием современного компьютерного моделирования, в основе которого лежит единство технологических систем, является актуальной задачей. Данные технологические системы позволяют значительно повысить производительность, сократить занимаемые оборудованием производственные площади, уменьшить длительность производственного цикла, сократить число рабочих, занятых в производстве, и осуществить возможность перехода к технологиям, не требующим конструкторской документации в бумажном виде. Вместе с тем аддитивные технологии являются открытыми к дальнейшему их развитию и имеют большой потенциал эволюционировать и модифицироваться в соответствии с изменяющимися внешними условиями на рынке труда.

Ключевые слова: формообразующая оснастка, 3D-модель, аддитивные технологии, 3D-печать.

Введение

Аддитивное производство, или 3D-печать, – процесс создания трехмерных объектов практически любой геометрической формы на основе их цифровых моделей с требуемым комплексом свойств [1]. Концепция 3D-печати основана на построении объекта последовательно наносимыми слоями, отображающими контуры изготавливаемой модели. В результате послойного добавления можно получить деталь, которая ничем не отличается от детали, полученной

тем же литьем или фрезерованием [2]. Самым распространенным методом 3D-печати является экструзионный метод по технологии FDM (Fused Deposition Modeling) или FFF (Fused Filament Fabrication). Популярность метода вызвана достаточно низкой стоимостью оборудования и расходных материалов для печати [3]. Свое широкое применение 3D-принтеры получили во многих областях промышленности, включая военную, автомобильную и аэрокосмическую.

С каждым годом стоимость 3D-принтеров постепенно снижается, а качество конечного продукта, точность позиционирования и скорость печати наоборот стремительно повышается. Как правило, материал является основой всего произ-

✉ d-max_70@mail.ru

водства, так как из него в будущем будет изготавливаться деталь или изделие [4]. По мере развития данной отрасли появляется возможность применения и внедрения новых материалов для 3D-печати, а также их сочетание с уже имеющимися материалами открывает большие перспективы в промышленности. Сейчас с помощью аддитивных технологий можно изготавливать изделия как из металлических, так и из полимерных материалов [5].

Аддитивное производство стремительно развивается и вскоре может полностью заменить традиционные способы обработки материала, такие как литье под давлением, штамповка или фрезерование на станках с ЧПУ. Так как аддитивные технологии эффективны как технологически, так и экономически, они очень удобны для современной промышленности. При использовании аддитивных технологий все стадии реализации проекта от идеи до материализации (в любом виде – в промежуточном или в готовой продукции) находятся в единой технологической цепи, в которой каждая технологическая операция может быть выполнена в цифровой области проектирования (CAD), моделирования и расчетов (CAE), механообработки (CAM). Совокупность этих систем позволила реализовать потенциал аддитивных технологий. Практически это означает реальный переход к «бесбумажным» технологиям, когда для изготовления детали в принципе не требуется бумажная чертежная документация.

Таким образом, применение в качестве основной технологии аддитивной позволит ускорить процесс проектирования новых изделий и их производство, а как итог – уменьшить их временные, стоимостные и массовые характеристики, а также обеспечит высокую устойчивость и надежность функционирования по заданному алгоритму работы.

1. Постановка задачи

Формообразующая оснастка (ФО) должна быть изготовлена при помощи трехмерной печати по технологии FDM с использованием 3D-принтеров за счет расплавления нити пластика в экструдере и послойного выращивания изделия путем наплавления материала на рабочую поверхность слой за слоем, воссоздавая форму электронной модели. В качестве материала модели должны быть применены современные модифицированные высокотемпературные инженерные пластики, а именно филаменты на основе полиамида с наполнителем в виде углеволокна марки PA12CF. Материал представляет собой композитный пластик из полиамида-12, армированный углеродными волокнами. В зависимости от габаритов изделия необходимо выбрать оборудование для 3D-печати с размерами рабочей области, кото-

рая позволит напечатать модель ФО целиком или с разделением модели на минимальное количество частей.

Упрощенный процесс, протекающий в данной технологии, можно описать следующими шагами:

1. Проектирование дизайна (конструкции) 3D-модели;
2. Выбор оборудования для 3D-печати;
3. Доработка электронной 3D-модели для трехмерной печати;
4. Преобразование 3D-модели в G-code и ее подготовка в слайсере для 3D-печати.

2. Описание конструкции электронной 3D-модели

Для 3D-печати была спроектирована 3D-модель ФО, которая была использована в качестве исходной электронной модели для трехмерной печати [6]. 3D-модель оснастки изображена на рис. 1.

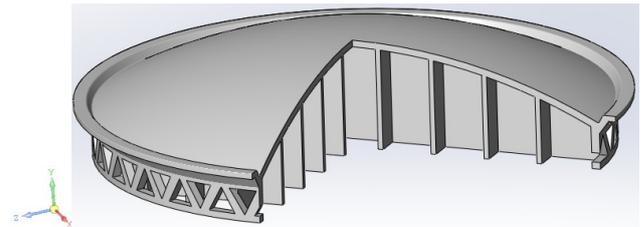


Рис. 1. 3D-модель оснастки

3D-модель оснастки состоит из формообразующей поверхности (ФОР), которая включает в себя формообразующую криволинейную часть толщиной 20 мм, повторяющую геометрию изготавливаемого с помощью нее изделия и переходящую во вспомогательную прямолинейную часть, которая заканчивается бортом. ФОР оснастки устанавливается на опорную структуру, с тыльной стороны которой вдоль линии, эквидистантой границе перехода криволинейной части в прямолинейную, установлено основание с толщиной стенки 60 мм и с выполненными технологическими отверстиями в виде треугольников, предназначенных для облегчения веса конструкции. Дополнительно основание усилено поддерживающим каркасом в виде решетки из 16 ребер жесткости с толщиной стенки ребра 35 мм.

3. Выбор оборудования для 3D-печати

Был произведен поиск и выбор 3D-принтера для 3D-печати среди российских производителей. В результате был найден максимально близко удовлетворяющий всем предъявленным требованиям производственный 3D-принтер модели

Magnum серии RX-2, обладающий наибольшей среди аналогов рабочей зоной и позволяющий печатать крупногабаритные объекты сложной формы с высокой точностью детализации, а также способный работать с инженерными пластиками по технологии FDM и FFF с рабочей зоной для печати 2000×1200×1200 (Д×Ш×В) мм. Общий вид 3D-принтера изображен на рис. 2.

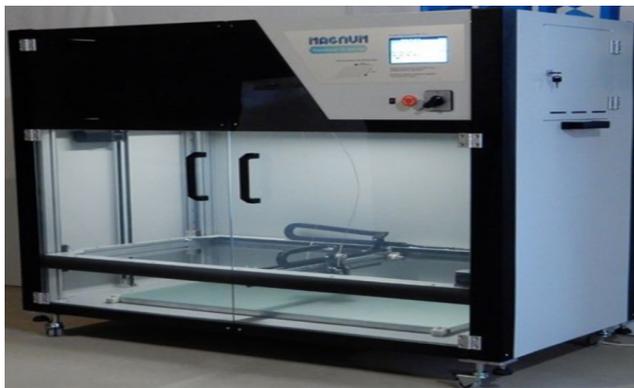


Рис. 2. Общий вид 3D-принтера

4. Доработка электронной 3D-модели для печати на выбранном оборудовании

Для изготовления формообразующей оснастки на данном оборудовании 3D-модель была разбита на 6 частей (сегментов) с последующей сборкой этих сегментов в единую конструкцию. 3D-модель одного из сегментов представлена на рис. 3.

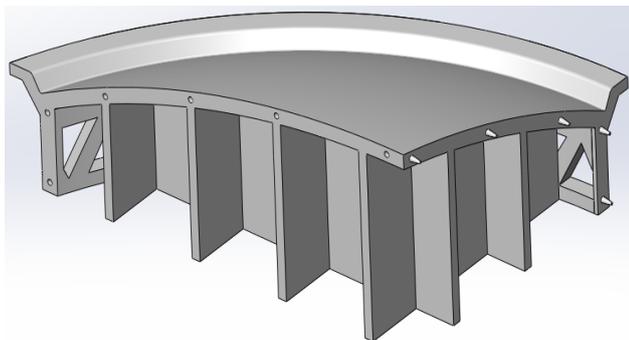


Рис. 3. 3D-модель сегмента оснастки

Для сопряжения сегментов между собой был выбран метод склеивания. На качество клеевого соединения филламентов влияет и клей, и выбранный процесс склеивания, а также то, насколько качественно проведена обработка поверхности перед соединением. В качестве клеевого состава был использован цианакрилатный клей на основе эфира цианакриловой кислоты марки Permabond C802, который является высокоэффективным клеем низкой вязкости, специально разработанным для обеспечения устойчивости к повышенным температурам, достигающим 180 °С, выдерживая

при этом высокую прочность соединения под нагрузкой до 25 МПа.

Для увеличения точности центрирования и для исключения торцевого перемещения при соединении сегментов между собой было применено коническое соединение с натягом. Данный вид соединения обеспечивает центрирование сопрягаемых между собой сегментов путем запрессовки наружного конуса во внутренний, который зависит от разности (до сборки) диаметров внутреннего и наружного конусов в их поперечных сечениях, совмещаемых после фиксации осевого положения. При конусном соединении не требуется приложения больших усилий для соединения, а также допускается выполнение (при необходимости) однократной разборки до нанесения клеевого состава на торцевую поверхность. Благодаря этим свойствам можно получить высокопрочные клеевые швы с зазором порядка 0,1 мм при условии хорошей стыковки сопрягаемых поверхностей.

5. Технология изготовления модели на 3D-принтере

Созданную с помощью САД-системы 3D-модель сегмента подготовили к печати с помощью САЕ-системы, а затем загрузили в формате STL в программное обеспечение (слайсер), в котором была выполнена обработка трехмерной цифровой модели.

3D-модель с помощью слайсера преобразовали в G-code, затем оператором вручную сориентировали наиболее подходящим образом в виртуальном пространстве рабочей камеры для печати, нарезали на тонкие слои в соответствии с последовательностью выкладки пластика на рабочую поверхность стола 3D-принтера [7]. Были сгенерированы поддерживающие структуры (из специального материала поддержки), необходимые для печати нависающих элементов и отделяемых от модели вручную по завершении процесса печати [8]. Условное расположение сегмента в виртуальной камере рабочего стола 3D-принтера показано на рис. 4.

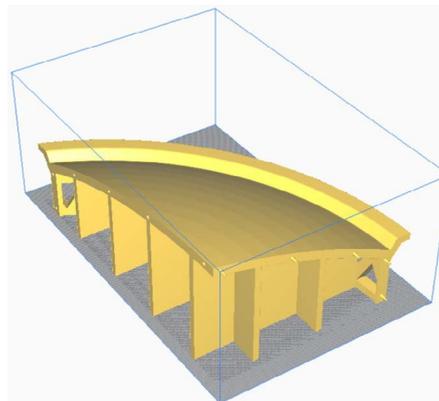


Рис. 4. Виртуальное расположение сегмента оснастки на столе 3D-принтера

Поэтапный процесс построения модели с учетом выбранных настроек слайсера представлен на рис. 5–8.

На рис. 5 показан первый слой печати, который является очень важным при печати на любом 3D-принтере. Очень важно, чтобы первый слой распечатки надежно прикрепился к платформе (столу) принтера, так как является связующим слоем между платформой и моделью, все остальные слои будут использовать его как фундамент, на котором будет печататься непосредственно сам сегмент.

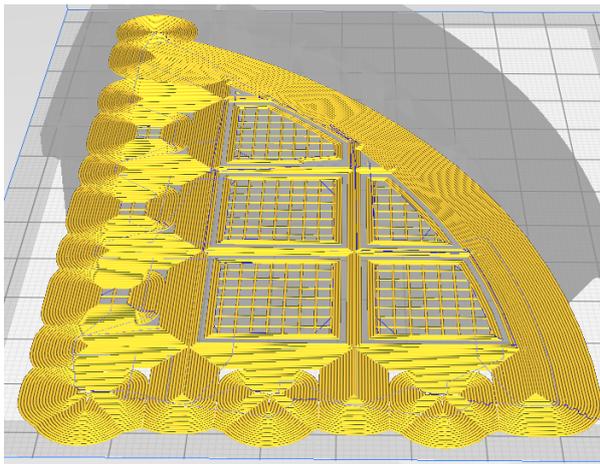


Рис. 5. Первый слой печати сегмента оснастки

Для печати первого слоя было применено стандартное сопло диаметром 0,8 мм. Чем меньше значение, тем поверхность будет более гладкой, а слоистость менее заметной, но при этом скорость печати значительно снижается. Высоту слоя для улучшения адгезии выбирали равной половине диаметра сопла. Ширина линии выбрана равной толщине сопла, чтобы линии ложились как можно плотнее друг к другу. Установили более низкую скорость печати, на 50 % медленнее, чем остальные слои, чтобы слой хорошо прикрепился к поверхности платформы. Температуру нагрева экструдера и платформы выбрали с запасом на 5 °C от рекомендованных значений производителя для исключения моментов, когда на термисторе уже нужная температура, а поверхность стола еще не успела прогреться, при этом температура начала и конца печати не должна быть меньше нижнего предела для выбранного пластика [9]. Также был выбран тип прилипания первого слоя к столу, который называется каймой – несколько линий, печатаемых вокруг модели, тем самым увеличивая площадь соприкосновения и улучшая адгезию модели со столом [10].

Процесс выбора шаблона для поддержек является сложным, требующим большого опыта работы с 3D-принтерами, подбирается для каждой модели индивидуально [11]. В качестве шаблона поддержек был выбран вариант зигзаг, он удаля-

ется легче и быстро печатается. Размещение поддержек выбираем только от стола. Угол нависания поддержек служит для их фильтрации, это угол между вертикалью и касательной к поверхности, при котором начинают строиться поддержки, в нашем случае угол равен 55°. Количество линий стенки поддержки выставили равной единице, это поможет увеличить их прочность, чтобы они не деформировались и не отваливались во время печати. Толщина каждой линии стенки, а также их количество – параметры, связанные между собой, чем больше линий, тем выше прочность. Зазор поддержки по оси y установили 0,2 мм, по оси z – 0,5 мм, эти зазоры необходимы для того, чтобы модель не слипалась с поддержкой, и ее можно было потом легко отделить. Чем больше зазор, тем легче будет отделить, но тем ниже качество и прочность нижней поверхности, которая будет печататься на этих поддержках. Связующий слой всегда включаем, он помогает добиться лучшего качества нависающих областей. Плотность связующего слоя и дна установили на 70 %. Чем больше, тем лучше качество, но сложнее будет отделять. Толщину слоя заполнения поддержек выбираем в два раза превышающую слой печати самой модели, поскольку высокий уровень детализации в данном случае не нужен, а плотность их заполнения устанавливаем на 25 %, чтобы сократить время печати.

Охлаждение печатаемых слоев модели производится на всем протяжении печати с помощью вентилятора, скорость которого ставим исходя из типа пластика и мощности системы, при этом порог переключения на повышенную скорость большого влияния на процесс печати не оказывает. Начальную скорость вентилятора – это скорость на первом слое – выбрали минимальной и равной 15 % от максимальной. Если модель охлаждается слишком быстро, будет происходить деформация и пластик по краям модели может начать отлипать от платформы [12]. Поэтому для обеспечения надежного прилипания пластика к поверхности стола 3D-принтера обдув модели включается только после третьего слоя печати с постепенным увеличением скорости работы вентилятора.

Выбор данных параметров обеспечит увеличение площади соприкосновения модели со столом, улучшит адгезию первого слоя, обеспечит надежное прилипание материала к столу 3D-принтера, тем самым создаст надежное основание для печати самого сегмента.

На рис. 6 представлен 456-й слой печати ребер жесткости с основанием оснастки до формирования рабочей поверхности с отбортовкой, а также показан процесс печати поддержек, где видно, что они занимают достаточно большое пространство.

Поэтому для снижения временных и денежных затрат при печати будем использовать второй

экструдер, что позволит увеличить скорость печати. В качестве материала для поддержек будем использовать специальный ABS-пластик, который почти в два раза дешевле филаментов на основе полиамида и обладает необходимыми прочностными характеристиками для печати поддержек сегмента.

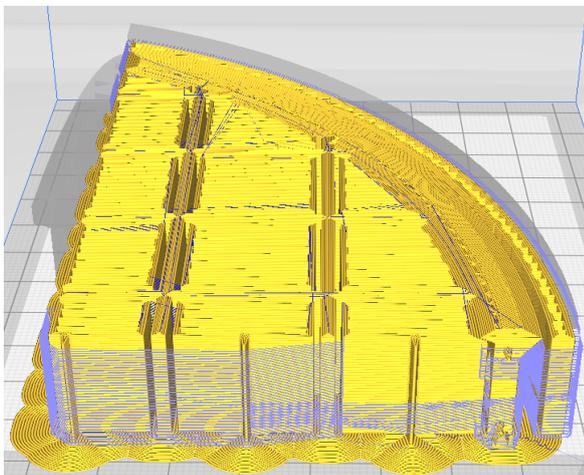


Рис. 6. 456-й слой печати сегмента оснастки

Плотность заполнения ребер жесткости с основанием подбиралась исходя из соображений скорости печати, прочности и расхода материала, в нашем случае плотность заполнения ребер удалось снизить в два раза. В качестве шаблона заполнения выбрали шестигранники, так как у них отношение прочности к количеству пластика одно из самых лучших, а соединение линий заполнения с основным контуром позволило значительно снизить нагрузку с экструдера и повысить прочность изделия. Процент перекрытия заполнения – это то, на сколько линии заполнения заходят на оболочку модели, тем самым позволяя обеспечить отсутствие зазоров между слоями. Исходя из размеров оснастки и толщины линий, выбрали 3 мм. Выбранная толщина слоя заполнения позволила печатать более толстыми слоями, чем внешние периметры, т. е. заполнение будет печататься только на каждом втором слое, но вдвое толще. Ввиду этого значительно повысится скорость, при этом, не влияя на качество модели.

Высокая скорость печати зависит от принтера, насколько он откалиброван и в частности от его конструкции. Большая скорость влияет на качество изделия, что приводит к образованию смещения слоев при печати [13]. При печати ребер с основанием скорость выставили 90 %, скорость заполнения выставили на 5 % выше. Также скорость перемещения экструдера внутри рабочей камеры должна быть в пределах разумного для кинематики выбранного принтера, слишком большая скорость чаще всего приводит к проскакиванию ремня или пропуску шагов, приводящие к смещению слоев [14].

Иногда крайне нежелательно, чтобы сопло двигалось по уже напечатанным частям, так как может задевать или оставить борозду на уже пропечатанных слоях детали [15]. В этом случае включаем режим комбинга, который заставляет слайсер искать пути перемещения таким образом, чтобы избежать уже напечатанных участков. Дистанция обхода – это то, на каком расстоянии от модели будет двигаться сопло. 1 мм вполне хватает.

Выбор данных параметров позволяет значительно сократить время на печать заданных слоев при сохранении прочностных свойств конструкции и с сохранением межслойной адгезии, а также позволяет значительно снизить массу сегмента из-за уменьшения плотности заполнения силового каркаса сегмента.

На рис. 7 представлен 764-й слой печати с уже пропечатанной отбортовкой и показан процесс печати рабочей поверхности оснастки.

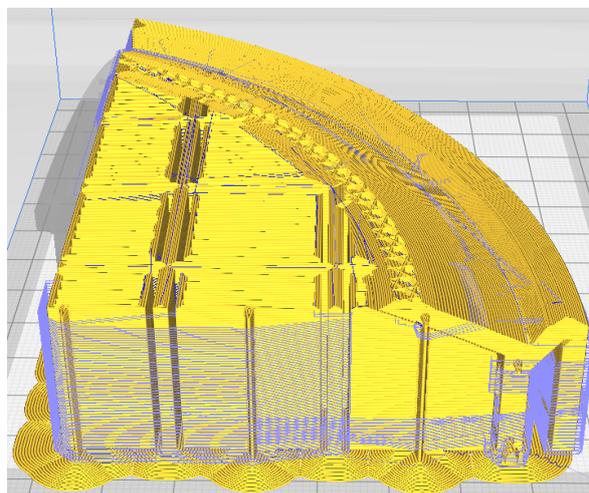


Рис. 7. 764-й слой печати сегмента оснастки

Печать рабочей поверхности выполнили тонкими слоями с высотой слоя печати равной половине диаметра сопла со скоростью в 55 % и плотностью заполнения в 68 %.

Параметр «Выравнивание шва по оси y» очень важный, так как наличие шва очень портит рабочую поверхность модели. Сам шов возникает из-за того, что внешний периметр не замкнут и место, в котором берет начало и находит конец каждый новый слой совпадают в одной точке. В этой точке происходит смена слоя, в результате которой осуществляется подъем сопла, из которого просачивается некоторая часть печатающего материала. Из-за этого образуются небольшие скопления пластика на рабочей поверхности изделия, которые придавливаются новым слоем, образуя комок, выступающий наружу, тем самым формируя шов.

Для того чтобы убрать шов необходимо начинать печатать каждый новый слой в определенном месте. С помощью слайсера по координатам в ручном режиме были выбраны необходимые ме-

ста точек на поверхности модели, с которых должен был печататься каждый новый слой.

Выбор данных параметров позволяет напечатать рабочую поверхность с менее шероховатыми (ступенчатыми) переходами между слоями, но при этом значительно увеличивает время печати.

На рис. 8 показан последний слой печати (1147-й), когда сегмент полностью напечатан.

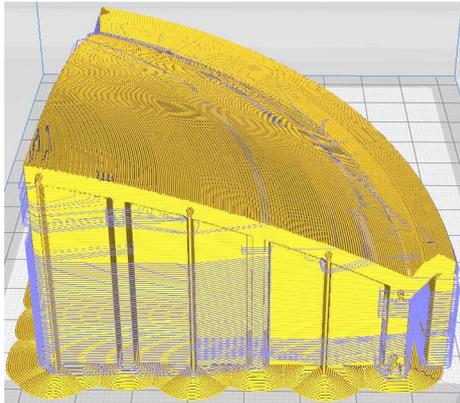


Рис. 8. Готовая модель сегмента

Расчетное время печати сегмента составило 49 дней 18 часов. Количество слоев при печати – 1147 штук. Вес модели напечатанного сегмента с учетом материала поддержек составил 305 кг, без поддержек – 208,5 кг.

По данному принципу печатаются остальные сегменты ФО. Суммарное время на изготовление 6-ти сегментов на одном 3D-принтере с учетом его настройки и подготовки к печати составляет 1 год. При этом расчетный вес оснастки без учета материала поддержек составляет 1271 кг.

Заключение

В результате была послойно проработана 3D-модель спроектированной ФО для трехмерной печати по технологии FDM. Данная технология позволяет сократить ручной труд и необходимость делать чертежи и расчеты на бумаге, а также устранить выявленные недостатки не в процессе создания изделия, а непосредственно при разработке 3D-модели в слайсере перед 3D-печатью. Широкое разнообразие применяемых материалов, формирования слоев и их соединений позволяет печатать функционально новые элементы ФО, выдерживающие воздействие агрессивных сред, высокую температуру, интенсивные механические нагрузки.

Полученный результат позволит выполнить сравнительный анализ с другими существующими методами и выбрать наиболее подходящий способ изготовления ФО, который будет удовлетворять заданным требованиям.

Список литературы

- [1] Зленко М. А., Попович А. А., Мутылина И. Н. Аддитивные технологии в машиностроении: учеб. пособие, 2013. С. 4–35.
- [2] Смирнов В. В., Барзали В. В., Ладнов П. В. Перспективы развития аддитивного производства в российской промышленности // Опыт ФГБОУ УГАТУ. Новости материаловедения. Наука и техника. № 2 (14), 2015. С. 23–27.
- [3] Курынцев С. В., Нагулин К. Ю., Горунев А. И. Аддитивные технологии третья индустриальная революция // Научные труды КубГТУ. 2016. С. 39–44.
- [4] Kuryntsev S. V. The influence of pre-heat treatment on laser welding of T-joints of workpieces made of selective laser melting steel and cold rolled stainless steel // Optics & Laser Technology. 2018. pp. 59–66.
- [5] Зотов О. Ю., Фролов Д. А. Особенности метода изготовления изделий путем послойного наплавления материала // Ученый XXI века. 2016. № 1 (14). С. 7–11.
- [6] Дремухин М. А., Наговицин В. Н. Разработка и моделирование неметаллической формообразующей оснастки для изготовления полимерных композиционных рефлекторов спутниковых антенн // Космические аппараты и технологии. 2021. Т. 5. № 4. С. 183–190.
- [7] Валетов В. А. Аддитивные технологии (состояние и перспективы): учеб. пособие. СПб. : Университет ИТМ, 2015. С. 63.
- [8] Gajdos I., Slota J. Influence of Printing Conditions on Structure in FDM Prototypes // Tehnicki Vjesnik. 2013. no. 20 (2). pp. 231–236.
- [9] Зленко М. А., Нагайцев М. В., Довбыш В. М. Аддитивные технологии в машиностроении: пособие для инженеров. М. : ГНЦ РФ ФГУП «НАМИ», 2015. 220 с.
- [10] Кушнир Н. В., Кушнир А. В., Геращенко А. М., Тыртышный А. В. История и технологии трехмерной печати // Научные труды КубГТУ. 2015. № 5.
- [11] Barnatt C. 3D-Printing: The Next Industrial Revolution. Explaining The Future.com, 2013. 276 p.
- [12] Evans B. Practical 3D-Printers: The Science and Art of 3D Printing. Apress, 2013. 332 p.
- [13] Larson H., Kurman M. Fabricated: The New World of 3D-Printing. Wiley, 2013. 280 p.
- [14] McMahon C. 3D-Printing: Second Edition. Imagine Publishing Ltd., 2013. 116 p.
- [15] Sheppard K. 3D-Printing. Tebbo, 2012. 174 p.

APPLICATION OF ADDITIVE TECHNOLOGIES IN MECHANICAL ENGINEERING FOR PRODUCTION OF FORM-FORMING RIGGINGS

M. A. Dremukhin, V. N. Nagovitsin

*JSC «Academician M. F. Reshetnev» Information Satellite Systems»,
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation*

The article discusses the process of using additive technologies in the manufacture of form-building equipment. It is supposed to reduce the manufacturing time and labor costs of workers by using non-traditional technological systems in the manufacture of the form-building equipment's model, which has qualitatively new properties and capabilities and also significantly increases the level of automation and intensification of production processes. When designing a technological process high information and computerization, a certain level of electrification and energy supply are required, therefore, the design of new technologies is based on rational technological processes, using accumulated experience, and a new system approach developed on the basis of the unity of production design technology using CAD/CAE/CAM systems. The extrusion method of three-dimensional printing using the FDM technology with the use of a new modified material of the PA12CF brand was adopted as the basis for the production of form-building equipment. This material is a polyamide-12 composite plastic reinforced with carbon fibers. The use of additive technologies using modern computer modeling based on the unity of technological systems is an urgent task. These technological systems will significantly increase productivity, reduce the production area occupied by equipment, reduce the duration of the production cycle, reduce the number of workers employed in production, and make it possible to switch to technologies that do not require paper-based design documentation. At the same time, additive technologies are open to their further development and have great potential to evolve and be modified in accordance with the changing external conditions on the labor market.

Keywords: forming equipment, 3D model, additive manufacturing, 3D printing.

References

- [1] Zlenko M. A., Popovich A. A., Mutylin I. N. *Additivnye tekhnologii v mashinostroyeni* [Additive technologies in mechanical engineering]. 2013, pp. 4–35. (In Russian)
- [2] Smirnov V. V., Barzali V. V., Ladnov P. V. *Perspektivy razvitiya additivnogo proizvodstva v rossijskoj promyshlennosti* [Prospects for the development of additive manufacturing in the Russian industry] // Experience of FGBOU USATU. Materials science news. Science and technology, 2015, no. 2 (14), pp. 23–27. (In Russian)
- [3] Kuryntsev S. V., Nagulin K. Yu., Gorunov A. I. *Additivnye tekhnologii tret'ya industrial'naya revolyuciya* [Additive technologies third industrial revolution] // Science intensive technologies in mechanical engineering, 2016, pp. 39–44. (In Russian)
- [4] Kuryntsev S. V. The influence of pre-heat treatment on laser welding of T-joints of workpieces made of selective laser melting steel and cold rolled stainless steel // Optics & Laser Technology, 2018, pp. 59–66.
- [5] Zotov O. Yu., Frolov D. A. *Osobennosti metoda izgotovleniya izdelij putem poslojnogo naplavlenniya materiala* [Features of the method of manufacturing products by layer-by-layer deposition of the material] // Scientist of the XXI century, 2016, no. 1 (14), pp. 7–11. (In Russian)
- [6] Dremukhin M. A., Nagovitsin V. N. *Razrabotka i modelirovanie nemetallicheskoj formoobrazuyushchej osnastki dlya izgotovleniya polimernyh kompozicionnyh reflektorov sputnikovyyh anten* [Development and modeling of non-metallic form-forming rigger for manufacture of polymer composition reflectors for satellite antennas] // Spacecrafts & Technologies, 2021, vol. 5, no. 4, pp. 183–190. doi: 10.26732/j.st.2021.4.01. (In Russian)
- [7] Valetov V. A. *Additivnye tekhnologii (sostoyanie i perspektivy)* [Additive technologies (state and prospects)]. St. Petersburg, ITM University, 2015, P. 63. (In Russian)
- [8] Gajdos I., Slota J. Influence of Printing Conditions on Structure in FDM Prototypes. Tehnicki Vjesnik, 2013, no. 20 (2), pp. 231–236.
- [9] Zlenko M. A., Nagaytsev M. V., Dovbysh V. M. *Additivnye tekhnologii v mashinostroyeni* [Additive technologies in mechanical engineering]. Moscow, SSC RF FSUE «NAMI», 2015, 220 p. (In Russian)

- [10] Kushnir N. V., Kushnir A. V., Gerashchenko A. M., Tyrtysny A. V. *Istoriya i tekhnologii trekhmernoj pechati* [History and technology of three-dimensional printing] // Scientific Works of the Kuban State Technological University, 2015, no. 5.
- [11] Barnatt C. 3D-Printing: The Next Industrial Revolution. Explaining The Future.com, 2013, 276 p.
- [12] Evans B. Practical 3D-Printers: The Science and Art of 3D Printing. Apress, 2013. 332 p.
- [13] Larson H., Kurman M. Fabricated: The New World of 3D-Printing. Wiley, 2013, 280 p.
- [14] McMahon C. 3D-Printing: Second Edition. Imagine Publishing Ltd., 2013, 116 p.
- [15] Sheppard K. 3D-Printing. Tebbo, 2012, 174 p.

Сведения об авторах

28

Дремухин Максим Андреевич – инженер АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский федеральный университет в 2021 году. Область научных интересов: разработка и проектирование крупногабаритных изделий.

Наговицин Василий Николаевич – кандидат технических наук, доцент межинститутской базовой кафедры «Прикладная физика и космические технологии» Сибирского федерального университета, главный специалист по прочности антенных систем АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Пермский государственный университет имени М. Горького в 1977 году. Область научных интересов: механика композиционных материалов.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА МОДУЛЯ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ НАНОСПУТНИКА ФОРМАТА CUBESAT

**Е. А. Болтов, Н. А. Елисов, А. А. Кумарин,
И. А. Ломака✉, С. В. Шафран**

*Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева,
г. Самара, Российская Федерация*

Одной из наиболее критичных систем наноспутника является система энергопитания, а аккумуляторные батареи, входящие в ее состав, подвержены существенному температурному влиянию. Поэтому для повышения эффективности системы энергопитания и повышения срока службы аккумуляторов требуется использовать систему обеспечения теплового режима. В работе предложен подход к проектированию системы обеспечения теплового режима модуля аккумуляторных батарей наноспутника. Подход состоит из двух этапов. На первом этапе проводится серия термовакuumных испытаний системы. В рамках испытаний оцениваются термодинамические свойства элементов системы энергопитания (удельная теплоемкость и теплопроводность). Оценка происходит по результатам обработки выборок измерений температуры отдельных элементов системы. Параметром согласования полученного решения является значение степени черноты компонентов. На втором этапе оценивается охлаждение блока аккумуляторных батарей при полете наноспутника на теневом участке орбиты. При оценке учитываются термодинамические параметры компонентов системы, полученные экспериментально. Таким образом, была проведена оценка «сверху» излучаемой мощности системы энергопитания. На основе экспериментальных и расчетных данных была проведена оценка достаточности выбранной мощности нагревателя блока аккумуляторных батарей. В статье приводится экспериментальная обработка предложенного подхода, используемые математические модели и эквивалентные схемы расчета модуля аккумуляторных батарей.

Ключевые слова: наноспутник, CubeSat, тепловая модель, система обеспечения теплового режима, бортовая система.

Введение

В настоящее время космические аппараты нанокласса получают все более широкое распространение при решении научно-технических задач. Это выражается как увеличением их количества запуска [1], так и расширением спектра решаемых задач. Среди задач, решаемых наноспутниками (НС), можно отметить дистанционное зондирование Земли [2; 3], исследование околоземного пространства [4; 5], инспекция космического мусора [6] и др.

Наиболее популярным форматом НС является формат CubeSat 3U [1]. Однако, данный формат накладывает ряд ограничений на пространство

для размещения полезной нагрузки и энергетику аппарата. В процессе эксплуатации НС его бортовые системы работают в диапазоне температур от -30 до $+50$ °С [7].

Наиболее критичной бортовой системой НС является система энергопитания (СЭП), так как ее отказ приводит к полному отказу НС. Обычно СЭП состоит из контроллера электропитания, аккумуляторной батареи (АКБ) и совокупности солнечных батарей. При создании СЭП НС наибольшую популярность приобрели литий-ионные батареи. Данное обстоятельство связано с их серийным производством, наличии готовых схемотехнических решений и их низкой стоимости. К термочувствительным параметрам АКБ относятся: емкость, внутреннее сопротивление и параметры режима заряда и разряда. Наибольшее влияние на данные параметры оказывают отрицательные значения

✉ igorlomaka63@gmail.com

температуры, которые возникают при движении на теновом участке орбиты. В свою очередь производители не рекомендуют заряжать АКБ при отрицательных температурах [8].

В связи с этим возникает задача обеспечения требуемого режима эксплуатации АКБ в процессе полета НС, т. е. температура АКБ должна находиться в области положительных значений. Однако, в большинстве случаев производители АКБ не указывают их теплофизические свойства. Поэтому решение поставленной задачи осуществляется в два этапа. На первом этапе составляется математическая модель, описывающая процесс теплопередачи между компонентами системы обеспечения теплового режима (СОТР) и излучения в окружающее пространство. На основе данной математической модели оценивается теплоемкость АКБ.

На втором этапе проводится оценка тепловых потерь модуля АКБ НС при его полете на теновом участке орбиты.

1. Описание системы обеспечения теплового режима

Трехмерная модель блока АКБ представлена на рис. 1. Система СОТР размещена непосредственно на печатной плате 1 и интегрирована в конструкцию блока АКБ с совмещением несколь-

ких функций в одном элементе. В состав СОТР входят: SMD резисторы размерностью 1206 в количестве 18 штук, объединенные в шесть групп по три резистора, включенные последовательно. При этом все шесть групп включены параллельно и могут управляться независимо друг от друга. Сопротивление каждого из резисторов равно 4,7 Ом. Дополнительно включена возможность шиммирования каждой из групп по соответствующему алгоритму на базе показаний двух датчиков температуры 3, размещенных на печатной плате 1.

В ложементе 4 выфрезерованы соответствующие поднутрения под каждую из шести групп резисторов и соответствующие места под датчики температуры. Данное решение обусловлено тем, что конструкция ложемента обеспечивает минимальные габариты, а наличие мест под резисторы и датчики температуры обеспечивают круговой охват резисторов и датчиков для обеспечения оптимальной теплопередачи через прокладку из материала с высоким коэффициентом теплопроводности 5. Непосредственно в ложемент 4 устанавливаются аккумуляторные батареи 6 формата 18650, которые прижимаются верхним ложементом 7. Весь пакет стягивается винтами М2-М2,5, обеспечивая пакетную сборку и надежный контакт всех элементов между собой. Ложемент и крышка выполнены из алюминиевого сплава, что позволяет обеспечить оптимальную теплопроводность при включении группы резисторов 1 для нагрева батарей 6.

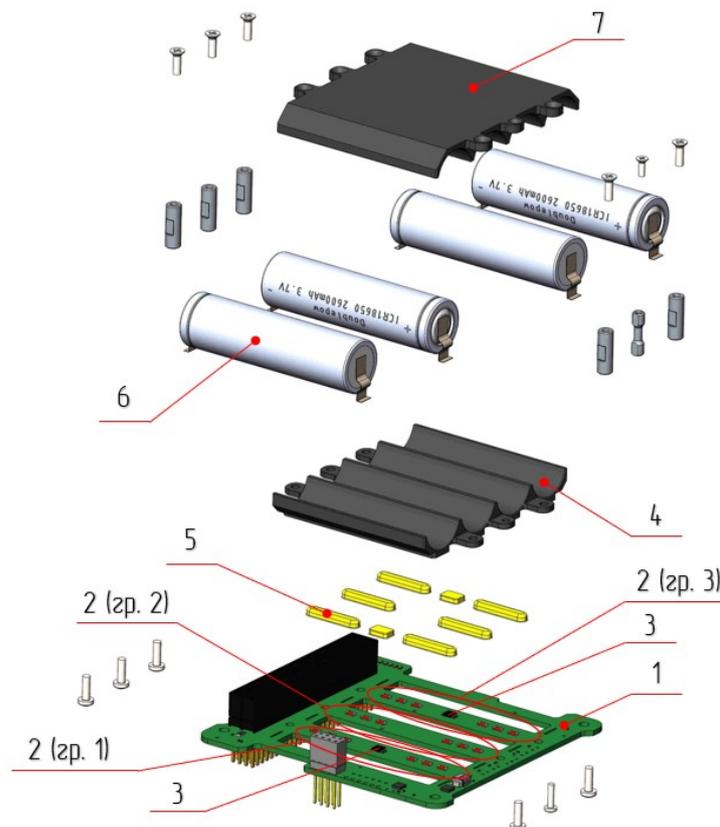


Рис. 1. Трехмерная модель СОТР

2. Математическая модель и постановка задачи

Термодинамические свойства (удельная теплоемкость c_p и теплопроводность λ) электронных компонентов СОТР не приводятся производителями или известны с существенными погрешностями, в связи с чем оценка лучистого теплообмена СОТР с космическим пространством может иметь существенные погрешности. Поэтому оценка термодинамических свойств батарей 5 проводится в два этапа: проведение эксперимента в термовакуумной камере (ТВК) и математическое моделирование процесса теплообмена СОТР в ТВК.

Фотография опытного образца СОТР в ТВК приведена на рис. 2. В качестве измеряемых величин были выбраны температуры верхнего и нижнего ложементов. К верхнему ложементу датчик температуры прижимается струбциной. Температура нижнего ложемента измеряется датчиками 3 (рис. 1).

Термовакуумные испытания проводились в четыре этапа:

1. Дегазация АКБ и стабилизация давления и температуры ТВК;
2. Запуск нагревателей СОТР;
3. Нагрев модуля АКБ;
4. Отключение нагревателей СОТР при достижении температуры верхнего ложемента порядка 50 °С.



Рис. 2. Опытный образец СОТР в ТВК

Так как система находится при низком давлении, то основными процессами теплообмена будут процессы теплопроводности (закон Фурье) между компонентами СОТР и излучение (закон Стефана-Больцмана). При составлении математической модели процесса теплообмена СОТР составлялась эквивалентная схема (рис. 3). Эквивалентная схема представляет собой систему из соприкасающихся параллелепипедов. Кроме этого, вводится допущение, что излучение происходит только от нижнего и верхнего ложементов ввиду малой степени черноты остальных компонентов системы.

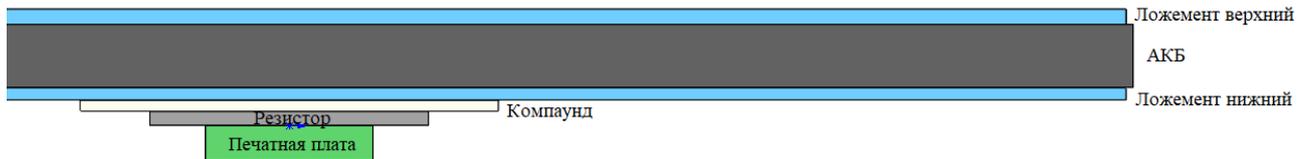


Рис. 3. Эквивалентная схема СОТР

Обобщенная математическая модель, описывающая процессы теплообмена между элементами СОТР и окружающей средой, имеет вид:

$$m_j c_{pj} \frac{dT_j}{dt} = \lambda_j \frac{S_j}{\delta_j} (T_i - T_j) + \lambda_j \frac{S_j}{\delta_j} (T_k - T_j) - \varepsilon_j \sigma S_{rj} (T_j^4 - T_\infty^4), \quad (1)$$

где m_j – масса элемента j ; c_{pj} – удельная теплоемкость элемента j ; T_{ijk} – температура элементов i , j и k соответственно; λ – коэффициент теплопроводности элемента j ; S_j – площадь контакта элемента j ; δ_j – толщина элемента j ; ε_j – степень черноты элемента j ; σ – постоянная Стефана-Больцмана; S_{rj} – площадь излучения элемента j .

При моделировании использовались термодинамические и массо-геометрические параметры СОТР из табл. 1 и табл. 2 соответственно. Стоит отметить, что степень черноты ε зависит от состава сплава, покрытия, толщины покрытия, температуры и других факторов. В связи с этим, степень черноты для ложементов задается в виде оцениваемого параметра в диапазоне от 0 до 1.

Нагрев АКБ происходит при подаче мощности 6,7 Вт на группы резисторов. Для определения термодинамических свойств печатной платы, резистора АКБ и степени черноты верхнего и нижнего ложементов по экспериментальным данным используется метод дифференциальной эволюции [9; 10]. Параметром согласования полученного решения является значение степени черноты ложементов, находящееся в диапазоне 0,8...0,9.

После определения термодинамических свойств АКБ и степени черноты ложементов проводится оценка охлаждения блока АКБ при полете НС на теновом участке орбиты. Как и в случае определения удельной теплоемкости АКБ модель СОТР была приведена к эквивалентной схеме – параллелепипеду. Оценка охлаждения модуля АКБ проводится без учета нагрева от Земли. Математическая модель излучения СОТР АКБ описывается законом Стефана-Больцмана:

$$c \frac{dT}{dt} = \varepsilon \sigma S_r T^4, \quad (2)$$

аналитическое решение которого имеет вид:

$$T(t) = \sqrt[3]{\frac{1}{3 \left(K + \frac{\varepsilon \sigma S_r t}{c} \right)}}, \quad (3)$$

здесь c – теплоемкость; K – постоянная интегрирования, определяемая из начального условия:

$$K = \frac{1}{3T_0^3},$$

где T_0 – начальная температура.

Таблица 1

Теплофизические параметры СОТР

Элемент	Удельная теплоемкость c_p , Дж/(кг·К)	Теплопроводность λ , Вт/мК	Степень черноты ε
Печатная плата	Оценивается экспериментально	Оценивается экспериментально	0
Резистор	Оценивается экспериментально	Оценивается экспериментально	0
Компаунд	650	10,7	0
Ложемент нижний	922	130	Оценивается экспериментально
АКБ	Оценивается экспериментально	Оценивается экспериментально	0
Ложемент верхний	922	130	Оценивается экспериментально

Таблица 2

Параметры СОТР

Элемент	Масса m , г	Толщина δ , мм	Площадь контакта S , мм ²	Площадь излучения S_r , мм ²
Печатная плата	20	2,5	144	0
Резистор	0,0108	1	432	0
Компаунд	10	0,5	864	0
Ложемент нижний	34,4	0,9	14702	12740
АКБ	200	18	14702	0
Ложемент верхний	43	1,1	14702	12740

3. Результаты

Согласно предлагаемому подходу, первым этапом проведения термовакуумных испытаний является стабилизация давления и температуры в ТВК. Начальными условиями при проведении испытаний являются: температура $T_0 = 20$ °С и давление $p_0 = 765$ мм рт. ст. Как видно из рис. 4, ТВК вышла в стабильный режим за 6 часов после

включения. Также на рис. 4 показано время включения и выключения СОТР.

При включении СОТР верхний ложемент нагрелся до температуры 50 °С за 455 с (рис. 5). При нагревании блока АКБ также незначительно увеличивается давление в ТВК с 2,6 до 3,4 мм рт. ст (рис. 5). Достижение максимального значения давления соответствует достижению температуры верхнего ложементов 50 °С.

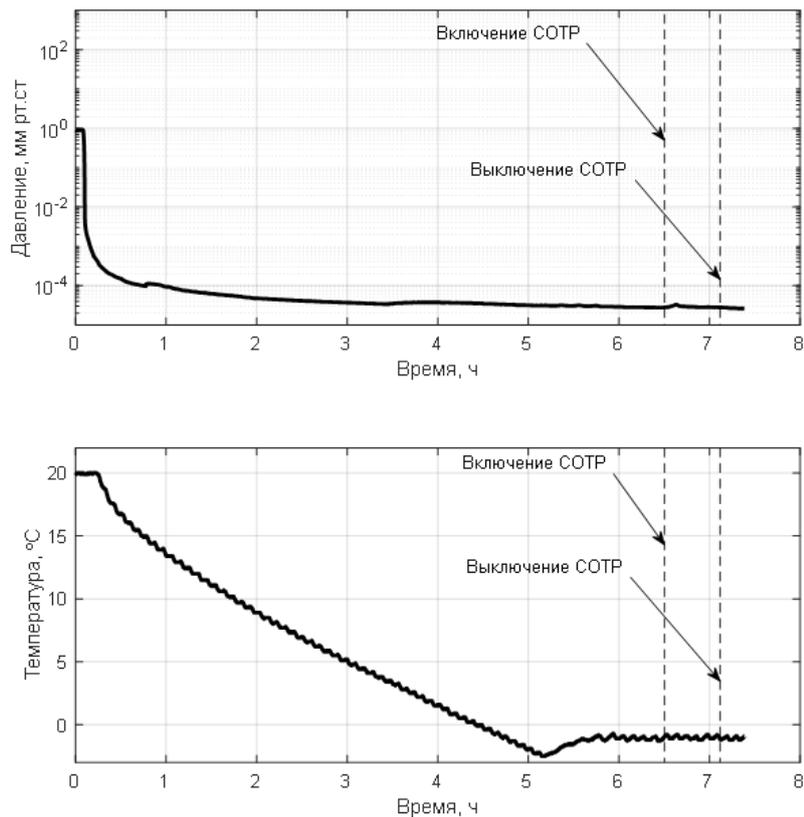


Рис. 4. Параметры ТВК в течение эксперимента

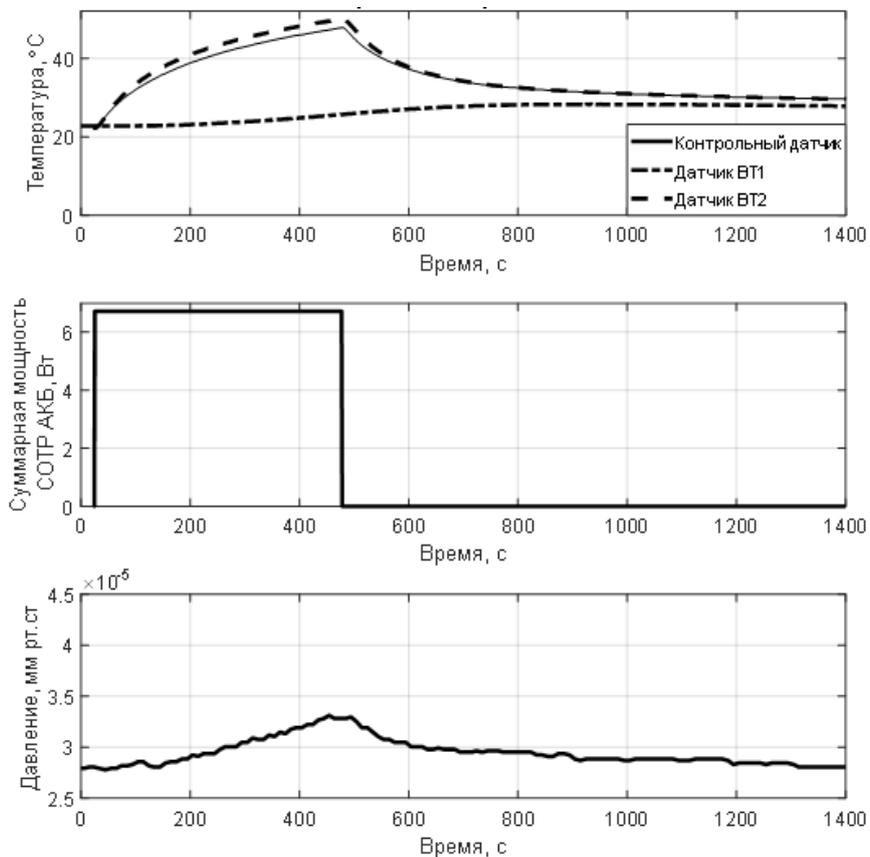


Рис. 5. Параметры системы при включении СОТР (ВТ1 и ВТ2 – датчики с платы АКБ, контрольный датчик – датчик, прижатый к верхнему ложементу)

С помощью метода дифференциальной эволюции были оценены теплофизические свойства печатной платы, резистора и блока АКБ таким образом, что решение уравнения (1) хорошо согласуется с экспериментом (рис. 6). Среднее квадратичное отклонение модели от экспери-

ментальных данных не превышает 0,5 °С. Было получено значение степени черноты ϵ , равное 0,82, и которое находится в приемлемом диапазоне. При оцененных теплофизических свойствах теплоемкость блока АКБ составила $c = 360$ Дж/К.

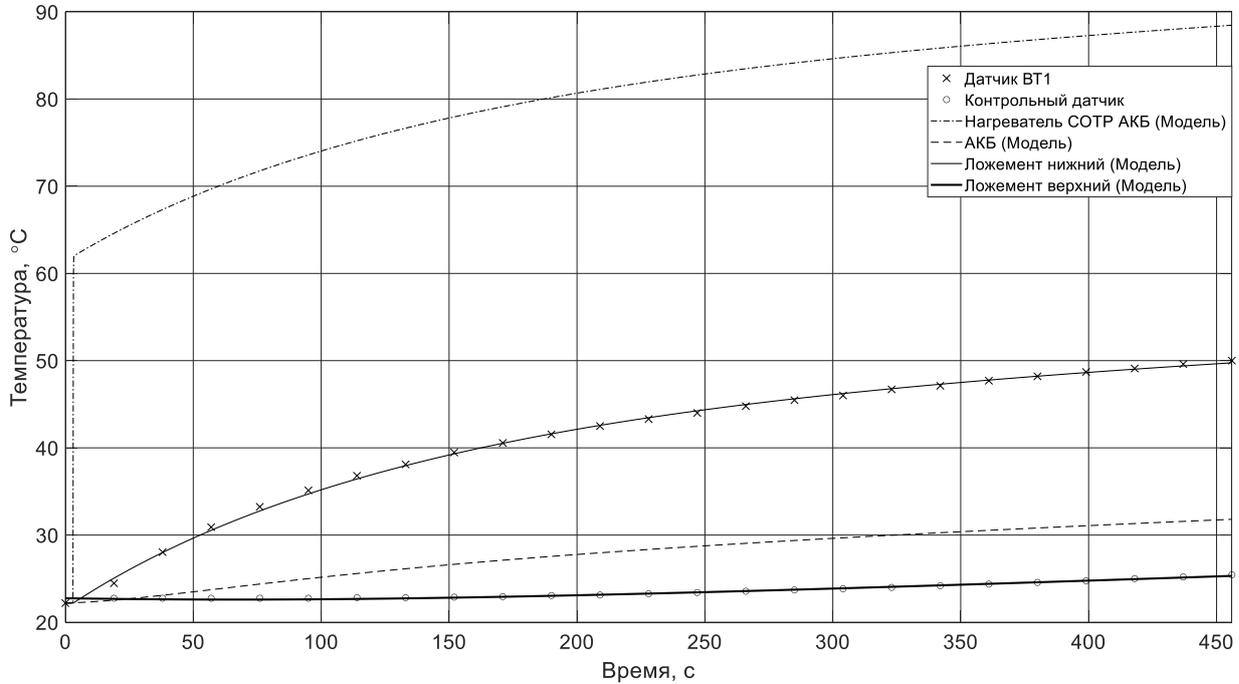


Рис. 6. Зависимость температуры компонентов СОРТ от времени

Зная теплоемкость блока АКБ, можно провести оценку минимальной потребной мощности, необходимой для поддержания температуры блока АКБ в области положительных температур (рис. 7). Исходя из аналитического

решения уравнения (2) определено, что минимально необходимая мощность группы резисторов должна быть порядка 6,5 Вт для поддержания блока АКБ в требуемом температурном режиме.

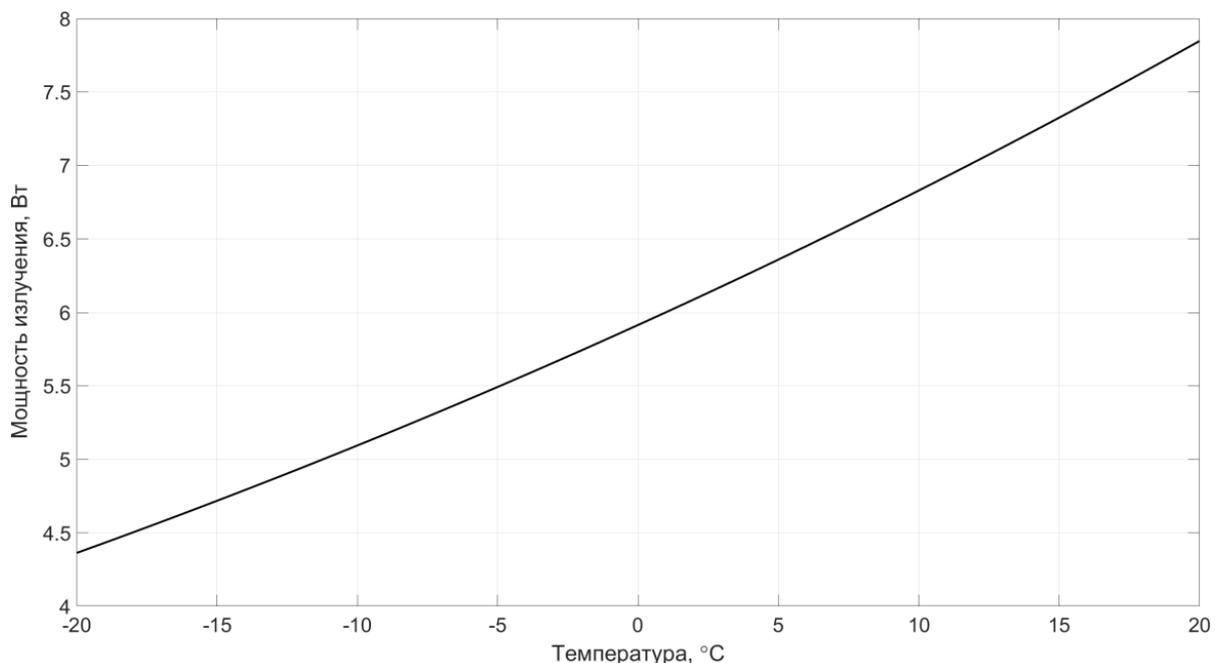


Рис. 7. Зависимость излучения СОРТ от температуры

Заключение

На основе проведенного исследования сделаны следующие выводы:

- предложен подход по выбору мощности нагревателя СОТР АКБ НС;
- разработана программа и методика термовакуумных испытаний по определению реальной теплоемкости узла АКБ;
- разработана математическая модель СОТР АКБ;
- проведены термовакуумные испытания, верифицирующие разработанную математическую модель (отклонения не превышают 0,5 °С);

- в ходе обработки экспериментальных данных установлена теплоемкость узла АКБ, которая равна 360 Дж/К;

- анализ излучательной способности блока АКБ показал, что потребная мощность нагревателей СОТР должна быть не менее 6,5 Вт.

Благодарности

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (тема № 0777-2020-0018).

Список литературы

- [1] Villela T., Costa C. A., Brandão A. M., Bueno F. T., Leonardi R. Towards the thousandth CubeSat: a statistical overview // International Journal of Aerospace Engineering. 2019. vol. 2019. pp. 1–13.
- [2] Santilli G., Vendittozzi C., Cappelletti C., Battistini S., Gessini P. CubeSat constellations for disaster management in remote areas // Acta Astronautica. 2018. vol. 145. pp. 11–17.
- [3] Mughal M. R., Praks J., Vainio R., Janhunen P., Envall J., Näsilä A., Oleynik P., Niemelä P., Nyman S., Slavinskis A., Gieseler J., Jovanovic N., Riwanto B., Toivanen P., Leppinen H., Tikka T., Punkkinen A., Punkkinen R., Hedman H.-P., Lill J.-O., Slotte J. M. K. Aalto-1, multi-payload CubeSat: In-orbit results and lessons learned // Acta Astronautica. 2021. vol. 187. pp. 557–568.
- [4] Chernyshov A. A., Chugunin D. V., Mogilevsky M. M., Petrukovich A. A. Studies of the ionosphere using radiophysical methods on ultra-small spacecrafts // Acta Astronautica. 2020. vol. 167. pp. 455–459.
- [5] Korepanov V. Possibility to detect earthquake precursors using cubesats // Acta Astronautica. 2016. vol. 128. pp. 203–209.
- [6] Pirat C., Richard-Noca R., Paccolat C., Belloni F., Wiesendanger R., Courtney D., Walker R., Gass V. Mission design and GNC for In-Orbit Demonstration of Active Debris Removal technologies with CubeSats // Acta Astronautica. 2017. vol. 130. pp. 114–127.
- [7] Rossi S., Ivanov A., Richards M., Gass V. The swisscube's technologies results after four years of flight // Proceedings of the International Astronautical Congress. 2013. vol. 2018.
- [8] Kompella M., Kaarthik R. S., Priyadarshnam H. Parallel operation of battery chargers in small satellite electrical power systems // IEEE 16th India Council International Conference (INDICON). 2019. pp. 1–4.
- [9] Ahmad M. F., Matisa N. A., Lim W. H., Ang K. M. Differential evolution: A recent review based on state-of-the-art works // Alexandria Engineering Journal. 2022. vol. 61. pp. 3831–3872.
- [10] Civicioglu P., Besdok E. Bezier Search Differential Evolution Algorithm for numerical function optimization: A comparative study with CRMLSP, MVO, WA, SHADE and LSHADE // Expert Systems with Applications. 2021. vol. 165.

DESIGN OF A CUBESAT THERMAL CONTROL SYSTEM FOR BATTERY MODULE

**E. A. Boltov, N. A. Elisov, A. A. Kumarin,
I. A. Lomaka, S. V. Shafran**
Samara National Research University,
Samara, Russian Federation

One of the most critical nanosatellite sub-systems is the energy power system. Batteries included in it are subject to a significant temperature effect. Therefore, in order to increase the effi-

ciency of the energy power system and increase the service life of the batteries, it is necessary to use a thermal control system. The paper proposes an approach to designing a system for ensuring the thermal regime of a nanosatellite battery module. The approach consists of two stages. At the first stage, a series of thermal vacuum tests of the system is carried out. As part of the tests, the thermodynamic properties of the elements of the energy supply system (specific heat capacity and thermal conductivity) are evaluated. The evaluation is based on the results of processing samples of temperature measurements of individual elements of the system. The criterion for matching the obtained solution is the value of the emissivity of the components. At the second stage, the cooling of the battery pack during the flight of the nanosatellite in the shadow part of the orbit is estimated. The evaluation takes into account the experimental values of the thermodynamic values of the components of the system. Thus, an estimate was made «from above» of the radiated power of the energy power system. On the basis of experimental and calculated data, the adequacy of the selected power of the battery block heater was assessed. The article provides an experimental development of the proposed approach, the mathematical models used and equivalent schemes for heat simulation of the battery module.

Keywords: nanosatellite, CubeSat, thermal model, control system, on-board system.

References

- [1] Villela T., Costa C. A., Brandão A. M., Bueno F. T., Leonardi R. Towards the thousandth CubeSat: a statistical overview // International Journal of Aerospace Engineering, 2019, vol. 2019, pp. 1–13.
- [2] Santilli G., Vendittozzi C., Cappelletti C., Battistini S., Gessini P. CubeSat constellations for disaster management in remote areas // Acta Astronautica, 2018, vol. 145, pp. 11–17.
- [3] Mughal M. R., Praks J., Vainio R., Janhunen P., Envall J., Näsilä A., Oleynik P., Niemelä P., Nyman S., Slavinskis A., Gieseler J., Jovanovic N., Riwanto B., Toivanen P., Leppinen H., Tikka T., Punkkinen A., Punkkinen R., Hedman H.-P., Lill J.-O., Slotte J. M. K. Aalto-1, multi-payload CubeSat: In-orbit results and lessons learned // Acta Astronautica, 2021, vol. 187, pp. 557–568.
- [4] Chernyshov A. A., Chugunin D. V., Mogilevsky M. M., Petrukovich A. A. Studies of the ionosphere using radiophysical methods on ultra-small spacecrafts // Acta Astronautica, 2020, vol. 167, pp. 455–459.
- [5] Korepanov V. Possibility to detect earthquake precursors using cubesats // Acta Astronautica, 2016, vol. 128, pp. 203–209.
- [6] Pirat C., Richard-Noca R., Paccolat C., Belloni F., Wiesendanger R., Courtney D., Walker R., Gass V. Mission design and GNC for In-Orbit Demonstration of Active Debris Removal technologies with CubeSats // Acta Astronautica, 2017, vol. 130, pp. 114–127.
- [7] Rossi S., Ivanov A., Richards M., Gass V. The swisscube's technologies results after four years of flight // Proceedings of the International Astronautical Congress, 2013, vol. 2018.
- [8] Kompella M., Kaarthik R. S., Priyadarshnam H. Parallel operation of battery chargers in small satellite electrical power systems // IEEE 16th India Council International Conference (INDICON), 2019, pp. 1–4.
- [9] Ahmad M. F., Matisa N. A., Lim W. H., Ang K. M. Differential evolution: A recent review based on state-of-the-art works // Alexandria Engineering Journal, 2022, vol. 61, pp. 3831–3872.
- [10] Civicioglu P., Besdok E. Bezier Search Differential Evolution Algorithm for numerical function optimization: A comparative study with CRMLSP, MVO, WA, SHADE and LSHADE // Expert Systems with Applications, 2021, vol. 165.

Сведения об авторах

Болтов Елисей Александрович – младший научный сотрудник Самарского национального исследовательского университета имени академика С. П. Королева. Окончил Самарский университет в 2008 году. Область научных интересов: конструирование, проведение испытаний.

ORCID: 0000-0003-4245-1056

Елисов Николай Алексеевич – кандидат технических наук, младший научный сотрудник Самарского национального исследовательского университета имени академика С. П. Королева. Окончил Самарский университет в 2016 году. Область научных интересов: теплообмен, газодинамика, управление движением.

ORCID: 0000-0002-4094-794X

Кумарин Алексей Андреевич – инженер-электроник 1 категории Самарского национального исследовательского университета имени академика С. П. Королева. Окончил Самарский университет в 2019 году. Область научных интересов: программирование, электроника.

ORCID: 0000-0002-2128-6525

Ломака Игорь Андреевич – кандидат технических наук, младший научный сотрудник Самарского национального исследовательского университета имени академика С. П. Королева, старший преподаватель. Окончил Самарский университет в 2016 году. Область научных интересов: управление движением, навигация, решение обратных задач.

ORCID: 0000-0002-5284-8287

Шафран Степан Вячеславович – младший научный сотрудник Самарского национального исследовательского университета имени академика С. П. Королева. Окончил Самарский университет в 2014 году. Область научных интересов: программирование, электроника.

ORCID: 0000-0002-5250-6244

МОБИЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ПОДАВЛЕНИЯ СИСТЕМЫ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А. Б. Гладышев✉, А. Н. Фомин, Д. С. Ермоленко

Сибирский федеральный университет,
г. Красноярск, Российская Федерация

В настоящее время использование малых беспилотных летательных аппаратов весом до 10 кг в разведывательных и диверсионных целях приобретает все большую актуальность. Причем использование средств радиолокации для их обнаружения становится все менее эффективным. Это обусловлено малыми размерами беспилотных летательных аппаратов, материалами, из которых они изготавливаются, и малыми высотами полета данных средств. Поэтому наиболее эффективными средствами нейтрализации малых беспилотных летательных аппаратов являются средства радиоэлектронного подавления. Использование в беспилотниках спутниковых систем навигации с размещением антенн навигационных приемников в верхней полусфере летательных аппаратов создает определенные трудности для постановки помех наземными средствами радиоэлектронного подавления. В статье предложен вариант мобильного комплекса радиоэлектронного подавления системы спутниковой навигации беспилотных летательных аппаратов с использованием пассивного радиотражателя с аэродинамическим устройством стабилизации. Представлена структура комплекса, рассчитана мощность помеховых сигналов, определены диапазоны рабочих частот передающего устройства, предложены типы используемых передающих антенн.

Ключевые слова: спутниковая навигация, БПЛА, радиоэлектронное подавление, пассивный радиотражатель.

Введение

Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) широко используются для несанкционированного наблюдения важных объектов, проведения терактов и диверсий, переноски запрещенных грузов, а также в военном деле.

В Ираке дрон Phantom от компании DJI, переоборудованный террористами для сброса гранат с хвостовиком-стабилизатором, одним попаданием самодельной бомбы уничтожил армейский бронированный внедорожник Humvee. Судя по доступным видеосвидетельствам, бомбометание квадрокоптеры осуществляют с высоты примерно в 200 метров – это позволяет скрыть шум винтов [1].

Дроны подобного типа очень сложно обнаружить по причине крайне малой радиолокационной, тепловой и звуковой заметности. Величина эффективной площади рассеяния малых БПЛА (МБПЛА) лежит в пределах 0,01...0,001 м² ввиду их небольших геометрических размеров и ис-

пользования для их изготовления легких композиционных материалов.

На сегодняшний день существующие комплексы противовоздушной обороны не всегда могут обнаружить МБПЛА радиолокационными и оптико-электронными средствами. При высоте полета порядка трехсот метров такой МБПЛА недоступен для стрелкового и даже пушечного оружия.

Одним из самых перспективных методов противодействия БПЛА на сегодняшний день является использование средств радиоэлектронного подавления систем навигации, управления и связи. В отличие от огневых средств поражения, использование комплексов радиоэлектронного подавления наиболее эффективно, малозатратно и несет в себе массовый характер нейтрализации групп БПЛА [2].

Стремительное развитие технологий спутниковой навигации привело почти к полному исчезновению дистанционно-пилотируемых БПЛА. Теперь в качестве бортовых навигационных систем в составе комплекса управления БПЛА используются приемники спутниковых навигационных сигналов (ГНСС-приемники). Существуют лишь некоторые типы МБПЛА, которые по своим

✉ a-ghonass@yandex.ru

массогабаритным показателям не позволяют разместить ГНСС-приемники для использования в бортовом комплексе управления.

Задача радиоэлектронного подавления систем управления и связи сводится к формированию на входе приемных устройств этих систем величины отношения сигнал/шум, при котором не обеспечивается прием информации с заданной вероятностью ошибочного приема [3; 4].

Наиболее сложной задачей, в отличие от предыдущей, является организация радиоэлектронного подавления спутниковой радионавигационной системы БПЛА. Ввиду расположения приемных антенн ГНСС-приемников в верхней полусфере БПЛА, учета их диаграмм направленности, возникают некоторые особенности подавления навигационной аппаратуры наземными средствами радиоэлектронного подавления.

Подавляющее число зарубежных БПЛА используют для навигации сигналы спутниковой навигационной системы GPS с несущими частотами 1227 и 1575 МГц.

Для организации канала радиоуправления и высокоскоростной передачи телеметрии и данных на наземный пункт управления могут использоваться следующие диапазоны частот: УКВ (225–400 МГц), L (1,4–1,85 ГГц), S (2,2–2,5 ГГц), C (4,4–5,85 ГГц).

1. Разработка варианта мобильного комплекса радиоэлектронного подавления МБПЛА с использованием пассивного радиотрагателя

Одной из характерных особенностей подавления ГНСС-приемников, установленных на

МБПЛА, является размещение их антенных систем в верхней полусфере летательного аппарата. Ввиду того, что максимум диаграммы направленности (ДН) антенны направлен вертикально, даже при ширине ДН порядка 90–110° и высоте полета МБПЛА 300 м достаточно сложно поставить помеху даже по боковым лепесткам ДН навигационной антенны наземными средствами радиоэлектронной борьбы.

Для более эффективного воздействия на ГНСС-приемник МБПЛА необходимо увеличивать высоту передающей антенны комплекса создания помех.

Для решения этой задачи предлагается использовать пассивный радиотрагатель в виде сферы, вывешенный на необходимую высоту с помощью аэродинамического устройства.

Выбор сферы в качестве пассивного радиотрагателя обусловлен тем, что сфера является всенаправленным вторичным отражателем, как в моностатическом, так и в бистатическом режимах, то есть рассеивает всю падающую на нее энергию во все стороны равномерно [5]. Благодаря этому формируется сектор радиоподавления по азимуту 360° (вкруговую) без применения антенно-поворотных устройств и всенаправленных антенн.

Структурно разрабатываемый вариант мобильного комплекса радиоэлектронного подавления МБПЛА должен состоять из следующих основных элементов:

- мобильная станция помех;
- привязной пассивный радиотрагатель с аэродинамическим устройством стабилизации.

Общий вид разрабатываемого комплекса представлен на рис. 1.

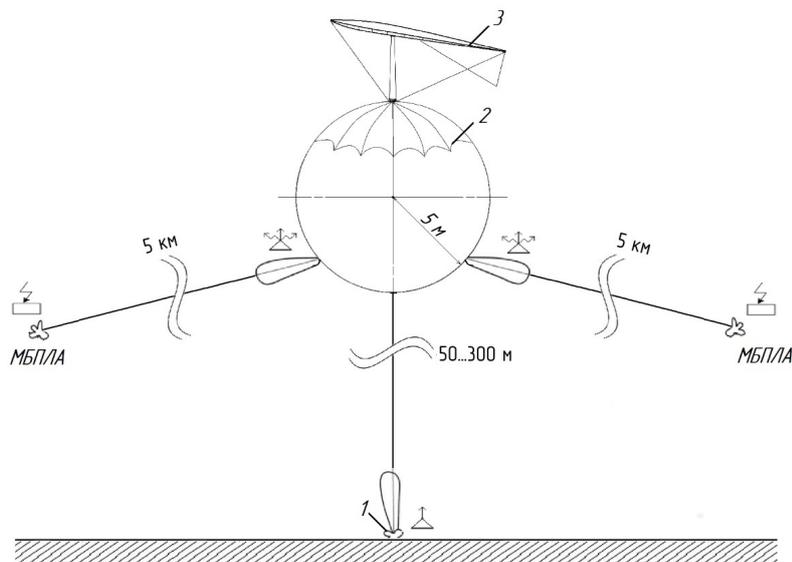


Рис. 1. Вариант мобильного комплекса радиоэлектронного подавления МБПЛА: 1 – мобильная станция помех; 2 – привязной пассивный радиотрагатель; 3 – аэродинамическое устройство стабилизации

2. Мобильная станция помех

Аппаратура станции помех может устанавливаться на платформу гражданских или военных полноприводных автомобилей.

В состав аппаратуры станции входят:

- комплект направленных передающих антенн;
- система формирования помеховых сигналов;
- подсистема обнаружения и пеленгации излучения МБПЛА;
- автоматизированное рабочее место оператора;
- аппаратура системы электропитания;
- аппаратура и оборудование системы жизнеобеспечения.

3. Комплект направленных передающих антенн

Передающие антенны предназначены для излучения помеховых сигналов в направлении на пассивный радиотраектатель – «вверх». Эти антенны располагаются в специальном автомобильном боксе, размещенном на крыше кузова автомобиля, и направлены вертикально вверх на оболочку привязного пассивного радиотраектателя.

Выбор передающих антенн должен быть произведен в соответствии с основными частотными диапазонами, используемыми в каналах связи, управления и навигации МБПЛА.

Исходя из результатов анализа частотных диапазонов систем навигации, управления и связи МБПЛА, в комплект антенн должны входить:

1) Логопериодическая антенна, излучающая сигнал в диапазоне 225...400 МГц, предназначенная для подавления связи и каналов управления МБПЛА. В качестве антенны целесообразно использовать промышленную антенну типа Радиал LPA-UAVIA [6]. Внешний вид антенны представлен на рис. 2.



Рис. 2. Антенна Радиал LPA-UAVIA

2) Антенна панельного типа, излучающая сигнал в диапазоне 902...928 МГц, предназначен-

ная для подавления связи и каналов управления МБПЛА.

В качестве антенны может быть использована антенна Радиал RAS-12-915-60 [6]. Внешний вид антенны представлен на рис. 3.



Рис. 3. Антенна Радиал RAS-12-915-60

3) Антенна панельного типа, излучающая сигнал в диапазоне 2400...2500 МГц, предназначенная для подавления связи и каналов управления МБПЛА.

Предлагается использование антенны Радиал SU-20W [6]. Внешний вид антенны представлен на рис. 4.



Рис. 4. Антенна Радиал SU-20W

4) Антенна панельного типа, излучающая сигнал в диапазоне 5750...5850 МГц, предназначенная для подавления связи и каналов управления МБПЛА.

В качестве антенны может быть выбрана антенна Радиал SU-18Z [6]. Внешний вид антенны представлен на рис. 5.



Рис. 5. Антенна Радиал SU-18Z

5) Рупорная антенна, излучающая сигнал на частотах 1227 МГц и 1575 МГц, предназначенная для подавления сигналов спутниковой радионавигационной системы GPS.

В качестве антенны можно использовать антенну Schwarzbeck ВВНА 9120 LF. Внешний вид антенны представлен на рис. 6.

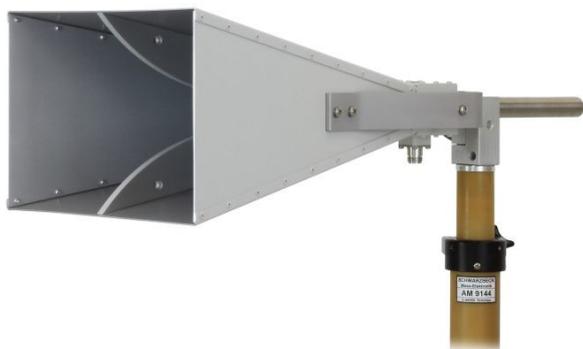


Рис. 6. Антенна Schwarzbeck ВВНА 9120 LF

4. Устройство формирования помех

В качестве устройства формирования помех выбрано изделие «Штора-2», разработанное АО «Кобра» и предназначенное для противодействия МБПЛА [7] (рис. 7). Изделие является перспективным и в ближайшем будущем ожидается начало серийного производства данного изделия. Изделие выполнено в виде блока передатчиков и блока питания. Конструктив изделия позволяет производить замену модулей подавления, что позволяет облегчить использование, модернизацию и обслуживание.



Рис. 7. Общий вид изделия «Штора-2»

5. Привязной пассивный радиотрагатель с аэродинамическим устройством стабилизации

Привязной пассивный радиотрагатель представляет собой оболочку в форме сферы, а также прикрепленное к ней аэродинамическое устройство стабилизации, выполненное в виде флюгирующего надуваемого воздушным потоком объемного тела обтекаемой формы, снабженного килем, которое при заполнении его воздухом имеет в плоскости продольного сечения форму аэродинамического крыла. Подъем пассивного радиотрагателя на высоту осуществляется с помощью троса и ручной барабанной лебедки.

Оболочка пассивного радиотрагателя выполнена из технической алюминиевой фольги. В качестве наполнения выбран инертный газ гелий, в отличие от водорода он не поддерживает горения, что существенно повышает безопасность разрабатываемой системы. На рис. 8 изображен общий вид привязного пассивного радиотрагателя с аэродинамическим устройством стабилизации.

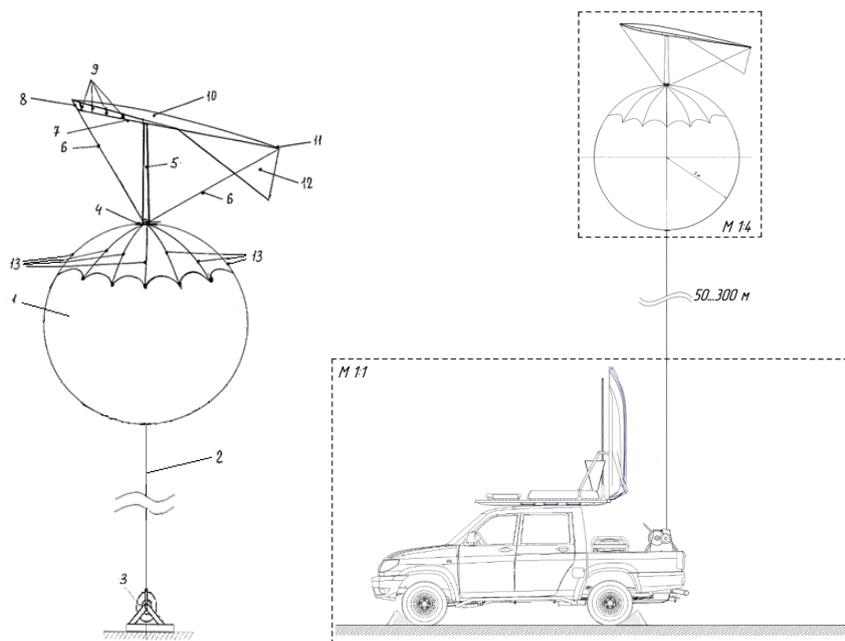


Рис. 8. Привязной пассивный радиотрагатель с аэродинамическим устройством стабилизации и вариантом его установки на автомобиль

В процессе проведения работы был выполнен расчет объема сферы радиусом $R_{CF} = 5$ м и определена величина подъемной силы гелия $F_{\text{подъем}}$, заполняющего оболочку радиотражателя, которая составила $F_{\text{подъем}} = 5135$ Н. Допустимая масса привязного пассивного радиотражателя при заданном значении плотности воздуха и максимальной высоте подъема радиотражателя 300 м составит 523 кг.

В качестве материала для оболочки, согласно [8], выбрана техническая алюминиевая фольга толщиной 0,2 мм и удельной массой 540 г/м². В качестве привязного троса предлагается использование синтетического плетеного 16-прядного шнура диаметром 12 мм.

Такой трос имеет разрывную нагрузку, равную 1920 кг, и удельную массу 65,6 г/м. Суммарная масса оболочки, троса и аэродинамического устройства стабилизации составит согласно расчетам около 335 кг.

6. Расчет энергетике каналов подавления

На основании выводов, представленных в работах [9–11], были рассчитаны значения необходимой мощности помехи УКВ диапазона для подавления каналов управления и связи сигнала GPS навигационного приемника МБЛПА.

Необходимым и достаточным значением мощности прямошумовой помехи УКВ диапазона на входе приемного устройства МБЛПА будет:

$$P_{\text{П УКВ ВХ}} = 10^{-10} \text{ Вт.}$$

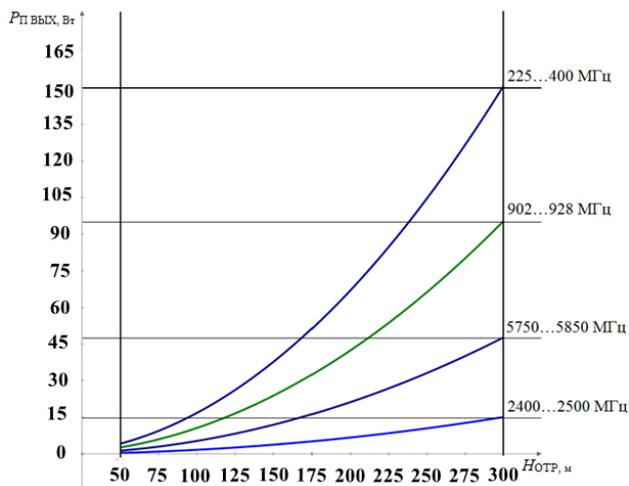


Рис. 9. Зависимость мощности передатчика, необходимой для подавления канала управления и связи

Для подавления канала навигации $P_{\text{П GPS ВХ}}$ составит:

$$P_{\text{П GPS ВХ}} = 10^{-12} \text{ Вт.}$$

На рис. 9 представлены графики изменения мощности передатчика помех, необходимой для подавления канала управления и связи при расстоянии 5 километров между БПЛА и отражателем, в зависимости от высоты его поднятия, построенные в программе *Mathcad 15*.

На рис. 10 представлены графики изменения мощности передатчика помех, необходимой для подавления канала навигации, при расстоянии 5 километров между БПЛА и отражателем, в зависимости от высоты его поднятия, построенные в программе *Mathcad 15*.

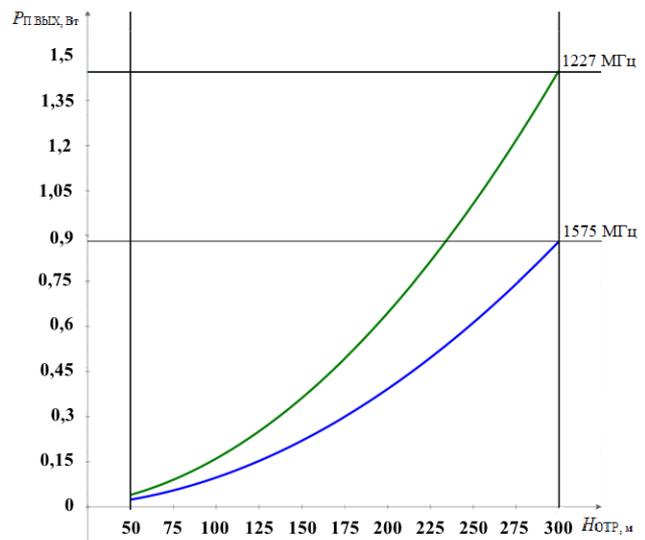


Рис. 10. Зависимость мощности передатчика, необходимой для подавления канала навигации

Заключение

Таким образом, по результатам проделанных работ можно сделать вывод, что представленная структура мобильного комплекса подавления системы спутниковой навигации БПЛА с использованием пассивного радиотражателя с аэродинамическим устройством стабилизации позволяет эффективно осуществлять радиоэлектронное подавление не только системы навигации МБЛПА, но и, в случае использования многодиапазонного передатчика помех и соответствующих антенных систем, осуществлять блокирование каналов управления и связи.

Необходимым и достаточным значением мощности прямошумовой помехи на входе ГНСС-приемника системы GPS составит 10^{-12} Вт.

Список литературы

- [1] Зайцев А. В. Комплексная система противодействия беспилотным летательным аппаратам // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2018. № 3 (103). С. 21–25.

- [2] Гулидов А. А., Ельцов О. Н., Яковлев Р. С. Борьба с беспилотными комплексами – новая задача радиоэлектронной борьбы // Радиоэлектронная борьба в Вооруженных Силах Российской Федерации. 2016. С. 44.
- [3] Макаренко С. И. Анализ средств и способов противодействия беспилотным летательным аппаратам. Часть 3. Радиоэлектронное подавление систем навигации и радиосвязи // Системы управления, связи и безопасности. 2020. № 2. С. 101–175. doi: 10.24411/2410-9916-2020-10205.
- [4] Гарин Е. Н. Военно-техническая подготовка. Военно-технические основы построения средств и комплексов радиоэлектронного подавления: учебник / Е. Н. Гарин, А. С. Осипов, А. Б. Гладышев [и др.]; 2-е изд., перераб. и доп. Красноярск. СФУ. 2021. 478 с.
- [5] Кобак В. О. Радиолокационные отражатели. М. : Сов. радио, 1975. С. 101–105.
- [6] Базовое антенно-фильтровое оборудование [Электронный ресурс]. URL: <https://www.radial.ru/catalog/antennas/> (дата обращения: 01.11.2021).
- [7] АО «КОБРА» [Электронный ресурс]. URL: <http://kobra.su/> (дата обращения: 04.11.2021).
- [8] ГОСТ 618–2014 «Фольга алюминиевая для технических целей. Технические условия».
- [9] Дятлов А. П., Дятлов П. А., Кульбикаян Б. Х. Радиоэлектронная борьба со спутниковыми радионавигационными системами: монография. М. : Радио и связь, 2004. 226 с.
- [10] Макаренко С. И. Противодействие беспилотным летательным аппаратам: монография. СПб. : Научное издание, 2020. 204 с.
- [11] Тяпкин В. Н., Гарин Е. Н. Методы определения навигационных параметров подвижных средств с использованием спутниковой радионавигационной системы ГЛОНАСС: монография. Красноярск : СФУ, 2012. 259 с.

MOBILE COMPLEX OF ELECTRONIC COUNTERMEASURES OF SATELLITE NAVIGATION SYSTEMS FOR UNMANNED AERIAL VEHICLES

A. B. Gladyshev, A. N. Fomin, D. S. Ermolenko

*Siberian Federal University,
Krasnoyarsk, Russian Federation*

In this time using small unmanned pilot apparitions, weight until 10 kg in search and sabotage target acquires more and more relevance. Besides using resources of radiolocation for searching come less effective. It is due to small sizes unmanned pilot apparition, materials which are used in this and low flying of apparitions. Because more effective resources nitralisation small unmanned pilot apparition is instrument of radio-electronic suppression. Use in unmanned satellite systems of navigation with replacing antenna include navigation receivers in the upper hemisphere of apparitions create some problem of jamming by ground-based means of radio-electronic suppression. In this document provide variant of mobile complex include radio-electronic suppression satellite systems of navigation unmanned pilot apparitions with using passive radio-reflection with aerodynamic stabilization devices. This complex of model, calculated power jamming signal, defined using range of transmitting device, retold types of transmitting antennas used.

Keywords: satellite navigation, UAV, electronic countermeasures, passive radio reflector.

References

- [1] Zaitsev A. V. *Kompleksnaya sistema protivodejstviya bespilotny`m letatel`ny`m apparatam* [A comprehensive system for countering unmanned aerial vehicles] // News of the Russian Academy of Missile and Artillery Sciences, 2018, no. 3 (103), pp. 21–25. (In Russian)
- [2] Gulidov A. A., Yeltsov O. N., Yakovlev R. S. *Bor`ba s bespilotny`mi kompleksami – novaya zadacha radioe`lektronnoj bor`by`* [The fight against unmanned complexes is a new task of electronic warfare] // Electronic warfare in the Armed Forces of the Russian Federation, 2016, P. 44. (In Russian)

- [3] Makarenko S. I. *Analiz sredstv i sposobov protivodejstviya bespilotny`m letatel`ny`m apparatam. Chast` 3. Radioelektronnoe podavlenie sistem navigacii i radiosvyazi* [Analysis of means and methods of countering unmanned aerial vehicles. Part 3. Electronic suppression of navigation and radio communication systems] // Control, communication and safety systems, 2020, no. 2, pp. 101–175. doi: 10.24411/2410-9916-2020-10205. (In Russian)
- [4] Garin E. N. *Voенно-tekhnicheskaya podgotovka. Voенно-tekhnicheskie osnovy postroeniya sredstv i kompleksov radioelektronnogo podavleniya* [Military-technical training. Military-technical foundations for the construction of means and complexes of electronic suppression]. Krasnoyarsk, SibFU, 2021, 478 p. (In Russian)
- [5] Kobak V. O. *Radiolokacionny`e otrazhateli* [Radar reflectors]. Moscow, Soviet radio, 1975, pp. 101–105. (In Russian)
- [6] *Bazovoe antenno-fil'trovoe oborudovanie* [Basic antenna-filter equipment]. Available at: <https://www.radial.ru/catalog/antennas/> (accessed 01.11.2021). (In Russian)
- [7] JSC «KOBRA». Available at: <http://kobra.su/> (accessed 04.11.2021). (In Russian)
- [8] GOST 618–2014 «Fol'ga alyuminiyevaya dlya tekhnicheskikh celej. Tekhnicheskie usloviya» [State Standard 618–2014 «Aluminum foil for technical purposes. Specifications»]. (In Russian)
- [9] Dyatlov A. P., Dyatlov P. A., Kulbikayan B. Kh. *Radioelektronnaya bor`ba so sputnikovy`mi radionavigacionny`mi sistemami* [Electronic warfare with satellite radio navigation systems]. Moscow, Radio and communications, 2004, 226 p. (In Russian)
- [10] Makarenko S. I. *Protivodejstvie bespilotny`m letatel`ny`m apparatam* [Opposition to unmanned aerial vehicles]. St. Petersburg, Science-intensive technologies, 2020, 204 p. (In Russian)
- [11] Tyapkin V. N., Garin E. N. *Metody opredeleniya navigacionnykh parametrov podviznykh sredstv s ispol'zovaniem sputnikovoj radionavigacionnoj sistemy GLONASS* [Methods for determining the navigation parameters of mobile vehicles using the GLONASS satellite radio navigation system]. Krasnoyarsk, SibFU, 2012, 259 p. (In Russian)

Сведения об авторах

Гладышев Андрей Борисович – кандидат технических наук, начальник кафедры Сибирского федерального университета. Окончил Военный университет ПВО (г. Тверь) в 2000 году. Область научных интересов: радиолокация и радионавигация, системы связи, системы радиоэлектронной борьбы.

Ермоленко Дмитрий Сергеевич – преподаватель кафедры РЭБ Сибирского федерального университета. Окончил факультет автоматики и вычислительной техники Красноярского политехнического института в 1988 году. Область научных интересов: системы радиоэлектронной борьбы.

Фомин Алексей Николаевич – кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры РЭБ Сибирского федерального университета. Окончил Киевское высшее инженерное радиотехническое училище ПВО в 1974 году. Область научных интересов: радиолокация, системы радиоэлектронной борьбы.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ОБЪЕКТА В СРЕДЕ SIMINTESCH

**В. А. Мызникова, В. В. Устименко,
А. В. Чубарь✉, И. В. Солопко**

*Сибирский федеральный университет,
г. Красноярск, Российская Федерация*

В современном мире все чаще в помощь людям приходят роботизированные устройства. Они решают как бытовые проблемы, так и производственные. При проектировании любого объекта неизбежно приходится сталкиваться с проведением испытаний в различных условиях. Для этого можно построить тестовую модель, но, если объект является достаточно сложным и моделей нужно построить сразу несколько, сэкономить трудовые и материальные ресурсы может помочь математическое моделирование. В статье представлено математическое моделирование процессов на основе типовых функциональных блоков в виде систем дифференциально-алгебраических уравнений. Рассмотрено математическое моделирование и алгоритм управления как совокупность взаимосвязанных структур. Смоделировано движение робота при прямом направлении вращения колес, обратном направлении вращения и обратных направлениях вращения. Построена модель устройства управления, которая по величине отклонения текущей ориентации колесного робота от заданной формирует управляющие воздействия на двигатель колес. Эти воздействия позволяют привести ориентацию робота к желаемой ориентации. Получены характеристики качества для разных значений скорости поворота робота. Несмотря на то, что эта модель игнорирует влияние многих сил, возникающих во время движения, она позволяет выявить влияние таких факторов, как радиус колес, расстояние между ними, величина напряжения, прикладываемого к двигателям во время вращения, на движение и траекторию движения робота.

Ключевые слова: мобильный робот, моделирование, траектория движения, алгоритм управления.

Введение

XXI век стал для человечества эпохой инновационных технологий, интересных идей, автоматизации машин, создания «умных» роботов. Одним из крупных направлений изучения и модернизации является создание беспилотных устройств.

Беспилотные устройства все стремительнее заполняют жизнь человека. Они помогают от минимальных домашних дел до крупных промышленных масштабов. Такие устройства не только облегчают труд человека, но и выполняют опасную для жизни и здоровья работу, например участие в ликвидации чрезвычайных ситуаций, изучение мест с химическими или радиоактивными

ми загрязнениями, разминирование объектов или местности и т. п.

Беспилотный автомобиль – это транспортное средство, которое перемещается без экипажа на борту с использованием специальной автономной системы управления. Такие автомобили могут перемещаться по специально выделенным полосам движения по фиксированным маршрутам или участвовать в общем движении, так как оснащены комплексом датчиков, камер, радарных устройств и бортовым компьютером, принимающим решения.

Беспилотный транспорт может быть как летательного типа, так и наземного. В разработках наземных беспилотных устройств активно развивается автомобильная промышленность, робототехника, метрополитен, железнодорожный транспорт и т. п.

Беспилотные летательные аппараты используются в военных направлениях, в поисково-спа-

✉ alexchub@mail.ru

сательных мероприятиях, а также в научно-исследовательских отраслях. Их преимущества заключаются в существенном уменьшении габаритов в сравнении с обычными летательными аппаратами, способности проведения разведки и передачи информации в реальном времени, наличии высокой боеготовности и мобильности.

Например, для обследования участков поверхности, автоматического сбора информации, такой как фото или видео, замеров или проб грунта на Луне используется луноход. Луноход – автономный транспортный объект, предназначенный для передвижения по поверхности Луны. Основные требования к объекту: продолжительность работы в жестких условиях; дистанционная, радиотелевизионная или автономная управляемость; высокая надежность; минимальная масса в сочетании с максимальной проходимостью.

Идеальным движением можно назвать траекторию, которая известна заранее и на пути которой нет непредусмотренных внешних воздействий. В таком случае объект движется по четкой схеме или алгоритму, заданным пользователем.

1. Постановка задачи

При проектировании любого объекта неизбежно приходится сталкиваться с проведением испытаний в различных условиях. Для этого можно построить тестовую модель, но, если объект является достаточно сложным и моделей нужно построить сразу несколько, сэкономить трудовые и материальные ресурсы может помочь математическое моделирование. Математическое моделирование – это математическое представление реальности, одна из разновидностей модели как системы, изучение которой дает информацию о другой системе. Построение математической модели является центральным этапом проектирования и исследования системы [8]. От качества модели зависит последующий анализ объекта [1].

Среда динамического моделирования *SimInTech* имеет обширные возможности для организации вычислений, связанных с решением дифференциальных уравнений. Расчетные математические модели в среде моделирования создаются посредством программирования функциональных блоков с использованием блоков, которые содержатся в различных библиотеках [5].

В дополнение к тому, что было описано, эта среда моделирования позволяет создавать панели управления на основе окон анимации – графических окон, в которых расположены индикаторы и элементы управления. С помощью этих индикаторов и элементов управления вы можете визуальным образом получать информацию о поведении интересующих величин и удобно управлять любыми значениями.

Конструкция мобильного робота включает в себя базу и двигательную систему, обеспечивающую необходимое направление и скорость движения тела в рабочем пространстве [4]. Предположим, что робот состоит из твердой платформы и имеет 6 колес, которые могут вращаться в прямом или обратном направлениях. Под прямым направлением вращения колес и положительной угловой скоростью мы подразумеваем вращение колес, которое заставляет робота двигаться в том направлении, в котором он ориентирован. Будем считать, что колеса движутся без проскальзывания.

2. Построение модели

Приняв, что все левые колеса робота будут вращаться с одинаковой скоростью, как и все правые колеса, шестиколесную модель робота можно свести к двухколесной. Поэтому будем теперь, говоря левое колесо, подразумевать все левые колеса робота. Аналогично будем подразумевать и с правыми колесами. А под траекторией движения робота будем понимать траекторию движения его центра, то есть точки, которая находится между левыми и правыми колесами [3; 7].

В ходе работы будем предполагать следующее:

- 1) При прямолинейном движении колеса вращаются с одинаковыми угловыми скоростями.
- 2) Угловые скорости, противоположные по направлению (по знаку), но одинаковые по модулю, необходимы для разворота робота на одном месте.
- 3) Остальные сочетания угловых скоростей влекут к движению по дуге.

Созданная модель автономного объекта в среде моделирования *SimInTech* должна реагировать на любые по модулю и знаку комбинации угловых скоростей левого и правого колеса. Отметим, что если скорости колес неравны по модулю, то робот передвигается. В противном случае – движение по прямой или вращение на месте. В конечном счете, по известным угловым скоростям колес определим угловую ω и продольную U скорости движения робота [4].

Предполагаем, что робот движется с разными по модулю, но одинаковыми по знаку угловыми скоростями колес. Угловая скорость движения робота определяется линейной скоростью, с которой одно колесо поворачивается относительно другого, деленной на радиус этого поворота, то есть на расстояние между колесами:

$$\omega = \frac{U_R - U_L}{D} = \frac{\omega_R - \omega_L}{D} \cdot r, \quad (1)$$

где r – радиус колеса робота, U_L и ω_L – линейная и угловая скорости левого колеса, U_R и ω_R – линейная и угловая скорости правого колеса.

Когда робот движется по кругу угловые скорости колес постоянны, а это означает, что угловая скорость робота также постоянна. Сделаем допущение, что робот представляет собой абсолютно твердое тело, относительно центра окружности O , все его точки движутся с одинаковой угловой скоростью ω .

Обозначим расстояние от центра окружности O до центра робота C как R . Тогда расстояние от центра окружности до центра правого колеса будет равно $R + 0.5 \cdot D$:

$$R = \frac{D}{2} \cdot \frac{U_R + U_L}{U_R - U_L} = \frac{D}{2} \cdot \frac{\omega_R + \omega_L}{\omega_R - \omega_L}. \quad (2)$$

Линейная скорость центра робота:

$$U = \omega \cdot R = \frac{U_R + U_L}{2} = \frac{\omega_R + \omega_L}{2} \cdot r. \quad (3)$$

Траектория представляет собой прямую линию, если радиус окружности стремится к 0, а угловая скорость робота равна 0. Когда скорость правого колеса больше скорости левого, то робот движется против часовой стрелки (вид сверху), и угловая скорость ω получается положительной. Это действительно как для отрицательных, так и для положительных скоростей колес [6].

Отсюда понимаем, что, когда угловые скорости колес имеют разные знаки, угловая скорость движения робота определяется выражением (1). Окружность с радиусом R является траекторией и вычисляется по формуле (2), но ее центр расположен под платформой, между колесами робота, ведь радиус получается меньше величины $0.5 \cdot D$. Точно так же выражение для радиуса можно получить с помощью рис. 1. Из сходности формул для угловой скорости (1) и радиуса (2) следует, что формула для вычисления линейной скорости сохраняет свою силу.

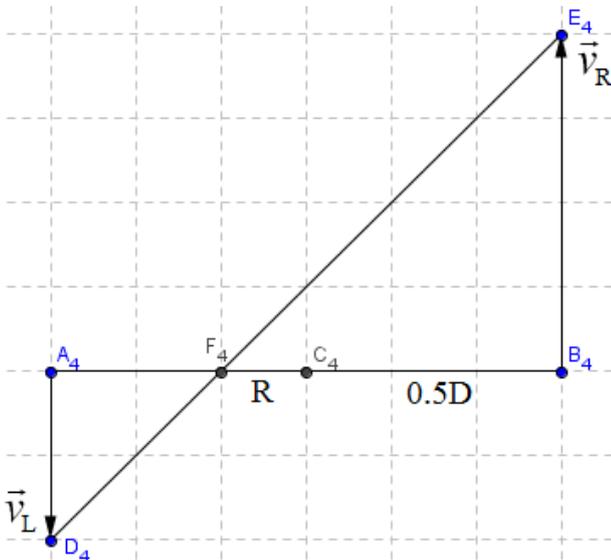


Рис. 1. Расположение центра окружности F_4 при разнонаправленных угловых скоростях колес

Отметим, что робот может двигаться либо по прямой, либо по окружности, или же робот вообще не движется.

Пусть в декартовой системе координат дана начальная точка (x_0, y_0) , в которой находится робот. Пусть заданы начальные угловые скорости левого и правого колес ω_{L0} и ω_{R0} и начальная ориентация робота φ_0 , которую будем отсчитывать по часовой стрелке от отрицательной полуоси x , то есть от направления влево. Такой выбор отсчета ориентации связан с тем, что стрелочные приборы в среде *SimInTech* имеют именно такое нулевое положение. К примеру, если в выбранной системе координат робот направлен в сторону оси y , то угол φ_0 равен 90° . Если он направлен противоположно оси y , то угол φ_0 равен 270° и т. д.

При заданных пяти начальных условиях траектория робота определяется однозначно. Получим взаимосвязь между этими начальными условиями и параметрами траектории и движения робота.

Для задания движения по прямой нужно знать начальное положение робота и его начальную ориентацию, которые нам известны. Для задания движения по окружности нужно знать радиус окружности, координаты ее центра, угловую скорость движения робота по окружности и начальное положение робота на окружности [2].

Угловую скорость движения, радиус окружности можно найти по формулам (1) и (2). Координаты центра окружности определяются:

$$x_c = x_0 - \text{sign}(\omega) \cdot R \cdot \sin \varphi_0;$$

$$y_c = y_0 - \text{sign}(\omega) \cdot R \cdot \cos \varphi_0.$$

1. Рассмотрим случай, когда угловые скорости колес равны, то есть движение идет по прямой. В этом случае направление изменения координат x и y зависит только от начального положения робота φ_0 . Если угловые скорости колес одинаковы для каждой начальной ориентации робота, то применяются следующие формулы:

$$x(t) = x_0 - U \cdot \cos \varphi_0 \cdot t = x_0 - \omega_R \cdot r \cdot \cos \varphi_0 \cdot t;$$

$$y(t) = y_0 + U \cdot \sin \varphi_0 \cdot t = y_0 + \omega_R \cdot r \cdot \sin \varphi_0 \cdot t.$$

Для заданных начальных условий мы получили зависимости координат x и y робота от времени, то есть задали его траекторию и в случае неравенства угловых скоростей колес, и в случае их равенства.

Чтобы правильно переместить робота в заданный круг необходимо знать начальное положение робота на этом круге, то есть угол α_0 . Этот угол можно найти:

$$\text{atan}2\alpha_0 = \text{atan}2(y_0 - y_c, x_0 - x_c).$$

2. Рассмотрим движение робота по окружности. Зафиксируем, что угол ориентации распо-

лагается в промежутке $[0; 2\pi)$. Поэтому не следует использовать неограниченно возрастающий по модулю с течением времени угол для этой цели, но можно связать ориентацию робота с углом $\text{atan2}(y - y_c, x - x_c)$, отражающим текущее положение робота на окружности. Обозначим угол $\text{atan2}(y - y_c, x - x_c)$ как β и определим эту взаимосвязь:

– если β принадлежит промежутку

$$-\frac{\pi}{2} < \beta \leq \frac{\pi}{2} : \varphi = \pi - \text{sign}(\omega) \cdot \frac{\pi}{2} - \beta;$$

– если β принадлежит промежутку

$$\left(\frac{\pi}{2}; \pi\right] \left(\beta > \frac{\pi}{2}\right) : \varphi = 2\pi + \text{sign}(\omega) \cdot \frac{\pi}{2} - \beta;$$

– если β принадлежит промежутку

$$\left(-\pi; -\frac{\pi}{2}\right] \left(\beta \leq -\frac{\pi}{2}\right) : \varphi = \text{sign}(\omega) \cdot \frac{\pi}{2} - \beta.$$

При движении робота по прямой, ориентация является постоянной и равной начальной φ_0 .

В итоге мы выстроили линию движения робота для всех исходных критериев и получили возможность выслеживать его ориентацию в настоящем времени. Систему управления движением автономного объекта реализуем в среде *SimInTech* как пакет проектов, взаимосвязанных через общую базу сигналов [5].

Состав модели (рис. 2):

1. База данных сигналов;
2. Модуль управления передвижением автономного объекта;

3. Блок пульта управления;
4. Модуль 3D-визуализации.



Рис. 2. Состав модели

Результаты, полученные выше в ходе вычисления, перенесем в выбранную нами среду моделирования *SimInTech* и получим рис. 3.

При равенстве угловых скоростей в формуле (3) приходим к делению на 0. Чтобы этого избежать, вместо блока вычисления частного поставим блок «Язык программирования». На вход этого блока будут поступать рассчитанные линейная и угловая скорости робота, а на выходе будут радиус траектории и угловая скорость. В этом блоке укажем, что если угловая скорость равна нулю, то присваиваем радиусу очень большое значение, например, 10^6 . В противном случае считаем его по обычной формуле. Угловую скорость оставляем без изменений.

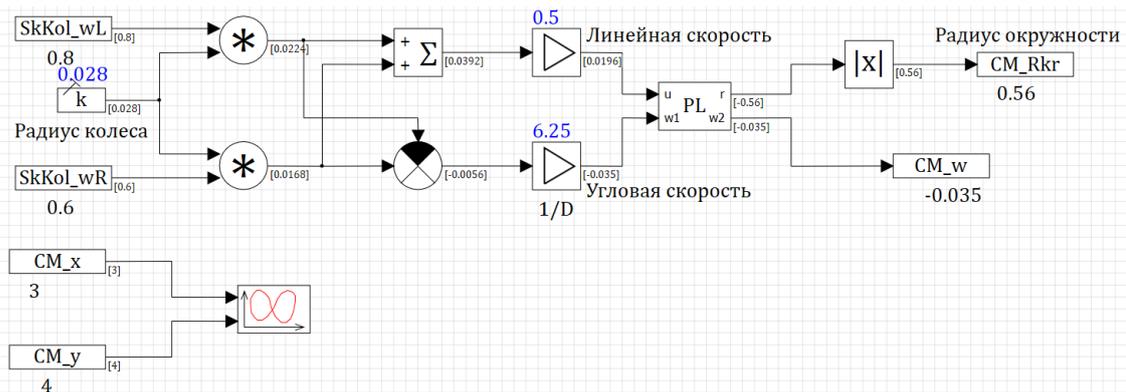


Рис. 3. Схема для расчета радиуса, угловой скорости и вывода траектории в среде моделирования *SimInTech*

Построим траекторию при начальном положении объекта в точке (3, 4), угловая скорость левого колеса – 0,8 рад/с, правого – 0,6 рад/с, ориентация – 150° (рис. 4).

Проанализируем изменение скорости во время движения робота. Для информации о переходе на новую траекторию и изменении угловой скорости необходимо знать значения угловых ско-

ростей до изменения. Обозначим как U_1 для левого колеса и U_2 для правого. Угловые скорости после изменения: U_3 для левого колеса и U_4 для правого.

По значениям $|U_1 - U_3|$ и $|U_2 - U_4|$ происходит определение изменения угловой скорости. При условии, что значение модуля стало больше 0, мы будем понимать, что изменилась угловая скорость одного из колес [7].

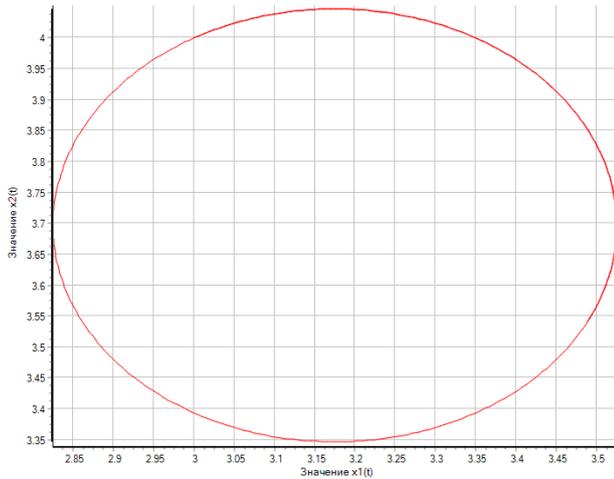


Рис. 4. Траектория и ориентация робота при заданных начальных условиях

Траектория может изменяться по одному из 4 вариантов:

а) При переходе с прямой на прямую достаточно зафиксировать ориентацию и координаты в момент изменения угловой скорости для задания новой траектории.

б) Переход с одной окружности на другую:

$$\begin{aligned} x_c &= x - \text{sign}(U_2 - U_1) \cdot \text{sign}(U_4 - U_3) \cdot R \cdot \cos \beta; \\ y_c &= y - \text{sign}(U_2 - U_1) \cdot \text{sign}(U_4 - U_3) \cdot R \cdot \sin \beta. \end{aligned} \quad (4)$$

в) Переход с прямой на окружность выполняется на условиях, что $|U_4 - U_3| > 0$ и $U_1 = U_2$.

г) Переход с окружности на прямую определяется ориентацией робота, для которого нужно принять в качестве нового значения ориентацию в момент возникновения изменения угловой ско-

рости, а в качестве начальных координат x_0 и y_0 координаты робота в этот же момент.

Траектория робота при произвольном изменении угловых скоростей колес показана на рис. 5.

Предприняв рассуждения для отрицательных угловых скоростей колес подобным образом, получим следующие уравнения:

а) При переходе с прямой на окружность:

$$\begin{aligned} x_c &= x_0 + \text{sign}(\omega) \cdot R \cdot \sin \varphi_0; \\ y_c &= y_0 + \text{sign}(\omega) \cdot R \cdot \cos \varphi_0. \end{aligned}$$

б) Уравнения движения по прямой и движения по окружности, остаются без изменений.

в) При переходе с окружности на окружность с положительных угловых скоростей на положительные и с отрицательных на отрицательные имеем (4).

При переходе от отрицательных угловых скоростей к положительным и от положительных к отрицательным получаем:

$$\begin{aligned} x_c &= x + \text{sign}(U_2 - U_1) \cdot \text{sign}(U_4 - U_3) \cdot R \cdot \cos \beta; \\ y_c &= y + \text{sign}(U_2 - U_1) \cdot \text{sign}(U_4 - U_3) \cdot R \cdot \sin \beta. \end{aligned}$$

Соотношения угловых скоростей для движения при разных по знаку угловых скоростях колес, если ориентация робота равна 90° :

- 1) $\omega_L > 0, \omega_R < 0, |\omega_L| > |\omega_R|$. В этом случае $\omega < 0, U > 0$.
- 2) $\omega_L > 0, \omega_R < 0, |\omega_L| < |\omega_R|$. В этом случае $\omega < 0, U < 0$.
- 3) $\omega_L < 0, \omega_R > 0, |\omega_L| > |\omega_R|$. В этом случае $\omega > 0, U < 0$.
- 4) $\omega_L < 0, \omega_R > 0, |\omega_L| < |\omega_R|$. В этом случае $\omega > 0, U > 0$.

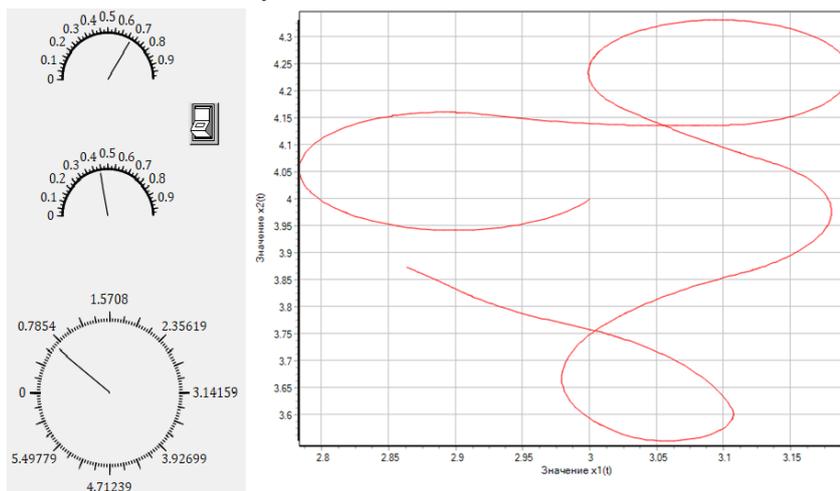


Рис. 5. Траектория робота, полученная произвольным изменением угловых скоростей колес

Для одинаковых знаков U и ω находим координаты центра окружности при заданных начальных условиях:

$$\begin{aligned} x_c &= x_0 - R \cdot \sin \varphi_0; \\ y_c &= y_0 - R \cdot \cos \varphi_0. \end{aligned}$$

Для разных знаков U и ω :

$$\begin{aligned} x_c &= x_0 + R \cdot \sin \varphi_0; \\ y_c &= y_0 + R \cdot \cos \varphi_0. \end{aligned}$$

Уравнения движения по окружности остаются неизменными, т. к. как и раньше, при поло-

жительном значении ω робот движется против часовой стрелки, а при отрицательном – по часовой стрелке.

При положительной U во всех четвертях ориентация вычисляется так же, как и в случае положительных угловых скоростей колес, поскольку движение центра робота происходит в ту сторону, в которую он ориентирован. При отрицательной U движение робота происходит в сторону, противоположную его ориентации, поэтому ориентация вычисляется как в случае отрицательных угловых скоростей колес [9].

При переходе с окружности на окружность на положение центра новой окружности оказывают влияние сразу четыре фактора: знак угловой скорости движения робота до изменения угловой скорости колес, знак линейной скорости робота до изменения скорости колес, знак угловой скорости движения робота после изменения угловой скорости колес и знак линейной скорости робота после изменения угловой скорости колес. При изменении любого из этих параметров координаты центра меняются на диаметрально противоположные относительно положения робота в момент изменения скорости. Поэтому, исходя из всего вышесказанного, получим следующие общие выражения,

$$\begin{aligned}x_c &= x - \text{sign}(U_2 - U_1) \cdot \text{sign}(U_4 - U_3) \cdot \text{sign}(U_1 + U_2) \cdot \text{sign}(U_3 + U_4) \cdot R \cdot \cos \beta; \\y_c &= y - \text{sign}(U_2 - U_1) \cdot \text{sign}(U_4 - U_3) \cdot \text{sign}(U_1 + U_2) \cdot \text{sign}(U_3 + U_4) \cdot R \cdot \sin \beta.\end{aligned}$$

При переходе с прямой или с вращения на месте на окружность координаты центра находим так же, как и при вычислении этих координат при заданных начальных условиях.

Фиксация ориентации и положения в момент изменения траектории требуется при переходе на прямую или вращении на месте.

Если вычисленный угол поворота меньше нуля, следует к нему прибавить 2π , а также обнулять время при каждом переходе через 0 и запоминать увеличенный на 2π угол поворота после его перехода через 0. Таким же образом будем поступать и при превышении угла значения 2π , только в этом случае будем уменьшать угол поворота на 2π , а не увеличивать. При вычислении угла ориентации следует отнимать ωt , т. к. вращение на месте по часовой стрелке соответствует отрицательному значению ω и увеличению угла ориентации, а вращение против часовой стрелки соответствует положительному значению ω и уменьшению угла ориентации.

При вращении на месте модуль разности скоростей колес отличен от нуля. Поэтому прежнее условие включает и случай вращении на месте, и чтобы его исключить, нужно изменить условие на отличие от нуля модуля разности модулей. Изменится и условие перехода на окружность с вращения на

верные для любых знаков и величин угловых скоростей колес [7].

Для координат центра окружности при заданных начальных условиях:

$$\begin{aligned}x_c &= x_0 - \text{sign}(\omega) \cdot \text{sign}(\omega_L + \omega_R) \cdot R \cdot \sin \varphi_0; \\y_c &= y_0 - \text{sign}(\omega) \cdot \text{sign}(\omega_L + \omega_R) \cdot R \cdot \cos \varphi_0.\end{aligned}$$

Для расчета ориентации в зависимости от положения на окружности:

$$\text{– для 1 и 4 четвертей } \left(-\frac{\pi}{2} < \beta \leq \frac{\pi}{2} \right):$$

$$\varphi = \pi - \text{sign}(\omega) \cdot \text{sign}(\omega_L + \omega_R) \cdot \frac{\pi}{2} - \beta.$$

$$\text{– для 2 четверти } \left(\beta > \frac{\pi}{2} \right):$$

$$\varphi = 2\pi + \text{sign}(\omega) \cdot \text{sign}(\omega_L + \omega_R) \cdot \frac{\pi}{2} - \beta.$$

$$\text{– для 3 четверти } \left(\beta \leq -\frac{\pi}{2} \right):$$

$$\varphi = \text{sign}(\omega) \cdot \text{sign}(\omega_L + \omega_R) \cdot \frac{\pi}{2} - \beta.$$

Для координат центра окружности при переходе с одной окружности на другую:

месте или с прямой. Если раньше оно требовало равенства скоростей U_1 и U_2 , то теперь нужно потребовать равенства модулей этих скоростей [10].

Траектория робота после внесения всех изменений представлена на рис. 6.

Рассмотрим алгоритм стабилизации угла ориентации и скорости робота. Введем три параметра, которые будут отвечать за различные особенности работы устройства управления. Во-первых, введем максимальное рассогласование, на которое устройство управления не будет реагировать. Обозначим его как ε_m и примем его равным 0,01 рад. Во-вторых, двигатель не может обеспечить сколь угодно большую скорость вращения колес. Поэтому введем параметр, отвечающий за максимально возможную скорость вращения двигателя. Обозначим его m и примем равным 5 рад/с. И, в-третьих, будем регулировать скорость, с которой исходная ориентация стремится к заданной. Обозначим его как k и примем равным разности угловых скоростей левого и правого колес для поворота по часовой стрелке и разности скоростей правого и левого колес для поворота против часовой стрелки [10].

Наиболее рациональным способом поворота будет одновременное использование для поворота обоих двигателей.

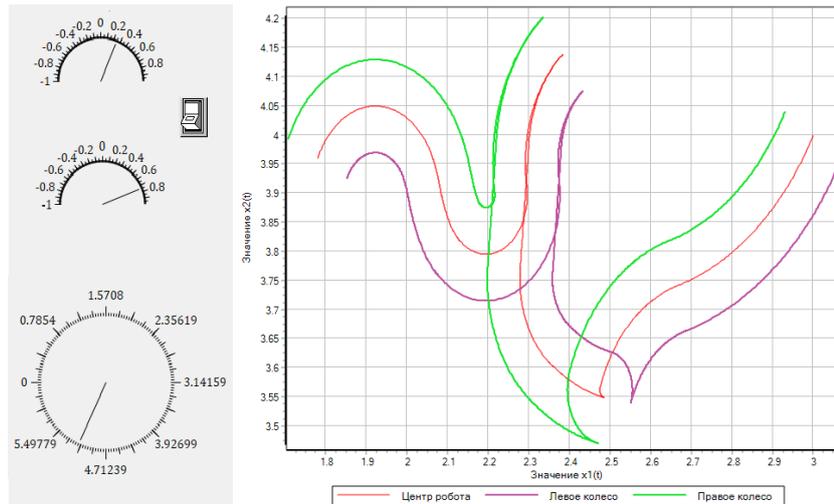


Рис. 6. Траектория робота и колес при произвольном изменении угловой скорости колес

Стабилизация скорости будет происходить после стабилизации ориентации, когда рассогласование достаточно мало, чтобы робот не уходил с траектории. Для стабилизации линейной скорости робота следует подать на двигатели одинаковые напряжения, которые можно найти следующим образом:

$$V_R = V_L = \frac{\omega_Z}{2,029} = \frac{U_Z}{2,029 \cdot r} = \frac{U_Z}{0,056812},$$

где ω_Z – заданная угловая скорость колес, U_Z – заданная линейная скорость робота. После задания желаемых напряжений нужно приравнять значения ω_{L0} и ω_{R0} к текущим значениям угловых скоростей колес, чтобы при вновь начавшейся стабилизации ориентации скорость не вернулась к своему старому значению (рис. 7).

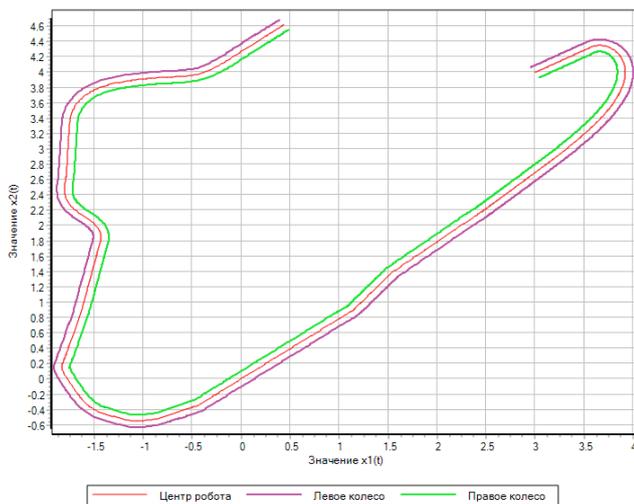


Рис. 7. Траектория робота после стабилизации ориентации

Подадим на вход системы стабилизации ориентации скачок в 1 рад и посмотрим показатели качества переходных процессов при разных

значениях параметра k . Все переходные процессы будут иметь вид, сходный с видом переходного процесса на рис. 8.

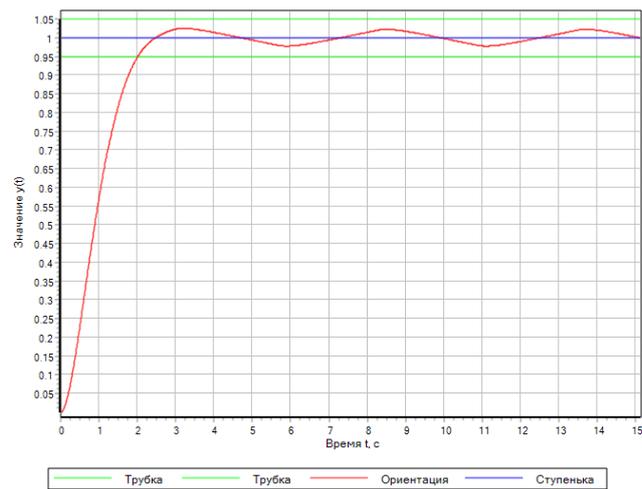


Рис. 8. Переходной процесс при $k = 5$

Как видно из рис. 8, ориентация робота колеблется около положения равновесия. Колебания при этом не выходят за пределы отклонения, равного 5 % от установившегося значения.

Проанализировав результаты, мы увидели, что с ростом значения параметра k уменьшается время регулирования, но увеличиваются перерегулирование и частота автоколебаний [10].

Рассмотрим алгоритм движения робота по заданной траектории. Заменим кривую траекторию ломаной, представляющую собой набор координат точек. Для движения робота по такой траектории следует преобразовывать последовательность координат точек в последовательность заданных ориентаций робота, а также подавать эти ориентации на вход в определенные моменты, которые зависят от текущего положения робота [10].

Подачу новой ориентации на вход системы логичнее связать с текущими координатами робота. Если угол ориентации робота не превышает $\pi/2$, то его абсцисса либо уменьшается, либо остается постоянной, а ордината либо увеличивается, либо остается постоянной. Поэтому подавать на вход следующую ориентацию нужно после того, как текущая координата x робота стала меньше координаты x следующей точки, либо осталась равна ей, а текущая координата y стала больше координаты y следующей точки, либо осталась равна ей. Аналогично, если угол ориентации лежит в промежутке от $\pi/2$ до π , обе координаты не должны быть меньше координат следующей точки. Если угол ориентации лежит в промежутке от π до $3\pi/2$, координата x должна быть не меньше, а координата y не больше соответствующих координат следующей точки. Если угол ориентации лежит в промежутке от $3\pi/2$ до 2π , обе координаты должны быть не больше соответствующих координат следующей точки. Только при выполнении этих условий нужно подавать на вход следующую ориентацию и увеличивать переменную i на единицу. Подавать новые значения ориентации на вход нужно до тех пор, пока i не станет больше $k - 1$, где k – число элементов массива координат. В начальный момент времени на вход должна быть подана первая ориентация массива [6].

Чтобы реальная траектория не отличалась от заданной нужно начинать поворот раньше, чем робот придет в новую заданную точку.

Чтобы реальный поворот, отмеченный красной линией, точно попал на зеленую линию, нужно начинать поворот на расстоянии от точки C , равном длине отрезка CD , то есть в точке A . Обозначим за x расстояние по оси абсцисс между зеленой и красной параллельными прямыми, а за r – расстояние между точками A и C (рис.9). По теореме синусов из треугольника ABC имеем:

$$r = \frac{x \cdot \sin \varphi_2}{\sin(\varphi_1 - \varphi_2)}$$

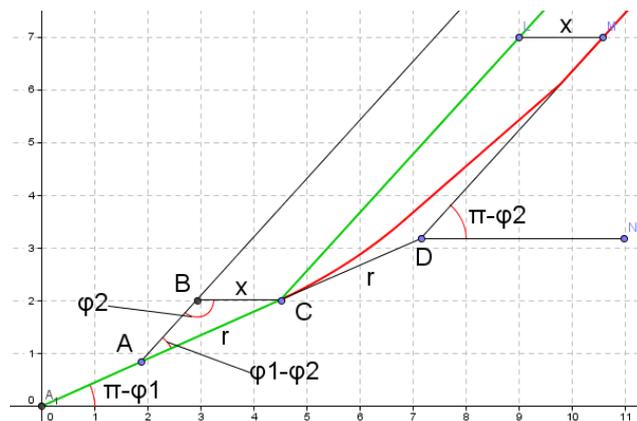


Рис. 9. Вычисление точки начала поворота

Если координаты точки C обозначить за x_C и y_C , то координаты точки A могут быть найдены с помощью следующих выражений:

$$x_A = x_C + r \cdot \cos \varphi_1;$$

$$y_A = y_C - r \cdot \sin \varphi_1.$$

Расстояние x можно найти с помощью моделирования поворота в программе, а углы ориентации φ_1 и φ_2 нам известны. Для остальных поворотов выражения получаются аналогичными. Отсюда получим значения x и поправок $r \cdot \cos \varphi_1$, $-r \cdot \sin \varphi_1$ для каждого из пяти поворотов [7].

Получим траекторию, показанную на рис. 10.

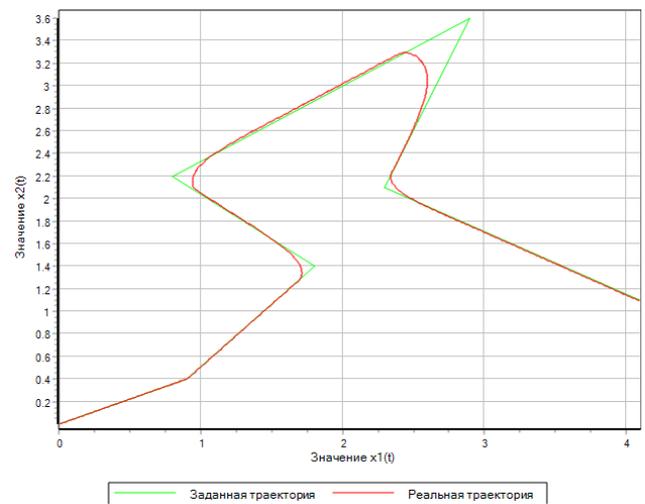


Рис. 10. Исправленная траектория робота

Заключение

Смоделировано движение робота при прямом направлении вращения колес, обратном направлении вращения и противоположных направлениях вращения. Для произвольной траектории, заданной набором точек, были получены координаты точек начала поворота, которые позволили учесть то, что колесный робот не может повернуться мгновенно, и привести траекторию движения колесного робота к заданной. Это обеспечивает возможность роботу не уменьшать скорость до нуля перед каждым поворотом для следования по заданной траектории. Хотя эта модель не учитывает действие многих сил, возникающих во время движения, она позволяет нам определить влияние таких факторов, как радиус колес, расстояние между ними, величина подаваемого на двигатели напряжения во время поворота. Эта информация может помочь в разработке реальной модели робота, избегая необходимости конструировать различные типы роботов.

Список литературы

- [1] Звонарев Д. А. Управление мобильным роботом с электрическим двигателем // Известия Тульского государственного университета. 2011. № 2. С. 368–372.
- [2] Бартенев В. В., Яцун С. Ф., Аль-Еззи А. С. Математическая модель движения мобильного робота с двумя независимыми ведущими колесами по горизонтальной плоскости // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2011. Т. 13. № 4. С. 288–293.
- [3] Андрианова О. Г. Моделирование движения колесного робота по заданному пути // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н. Э. Баумана. 2011. № 10. С. 1–15.
- [4] Грищенко И. А., Чубарь А. В. Создание математической модели робота с дифференциальным приводом // Материалы II Междунар. науч.-практ. конф. «Научно-технический прогресс: актуальные и перспективные направления будущего». Кемерово. 2016. Т. 2. С. 35–37.
- [5] Карташов Б. А., Шабаяев Е. А., Козлов О. С. Среда динамического моделирования технических систем SimInTech: практикум по моделированию систем автоматического регулирования. М. : ДМК Пресс, 2017. 424 с.
- [6] Гилимьянов Р. Ф., Пестерев А. В., Рапопорт Л. Б. Управление движением колесного робота в задаче следования вдоль криволинейного пути // Известия РАН. Теория и системы управления. 2008. Т. 47. № 6. С. 158–165.
- [7] Мызникова В. А., Толстенков Е. Д., Чубарь А. В. Моделирование и диагностика системы управления движением автономного объекта в среде SimInTech // Сборник материалов региональной научно-практической конференции «Испытания, диагностика, надежность. Теория и практика». Красноярск. 2020. № 1. С. 63–70.
- [8] Козлов О. С., Кондаков Д. Б., Скворцов Л. М., Тимофеев К. А., Ходаковский В. В. Программный комплекс для исследования динамики и проектирования технических систем // Информационные технологии. 2005. № 9. С. 20–25.
- [9] Мызникова В. А., Михайленко Л. А., Чубарь А. В. Создание визуализации движения автономного объекта по задаваемой траектории // Материалы XI Всерос. науч.-техн. конф. с междунар. участием «Робототехника и искусственный интеллект». Красноярск. 2021. С. 219–223.
- [10] Мызникова В. А., Толстенков Е. Д., Чубарь А. В. Построение системы управления движением автономного объекта в среде SimInTech // Материалы XI Всерос. науч.-техн. конф. с междунар. участием «Робототехника и искусственный интеллект». Красноярск. 2019. С. 326–332.

MATHEMATICAL MODELING OF AN UNMANNED OBJECT MOTION CONTROL SYSTEM IN SIMINTECH ENVIRONMENT

V. A. Myznikova, V. V. Ustimenko, A. V. Chubar, I. V. Solopko

Siberian Federal University,
Krasnoyarsk, Russian Federation

In today's world robotic devices are more and more often used to help people. They solve both domestic and industrial problems. When designing any object inevitably have to deal with testing under different conditions. To do this can build a test model, but if the object is quite complex and several models need to be built at once, to save labor and material resources can help mathematical modeling. This article presents mathematical modeling of processes based on typical functional blocks in the form of systems of differential-algebraic equations. Mathematical modeling and control algorithm as a set of interrelated structures are considered. The robot motion is simulated for the forward direction of rotation of wheels, the reverse direction of rotation, and the opposite directions of rotation. A model of the control device, which forms the control actions on the wheel motor according to the value of the deviation of the current orientation of the wheeled robot from the preset one, is constructed. These influences allow you to bring the orientation of the robot to the desired orientation. Quality metrics are obtained for various values of the rotational speed of the work. Although this model neglects the action of many forces that arise during the motion, it allows us to identify the influence on the motion

and trajectory of the robot of such factors as the radius of the wheels, the distance between them, the magnitude of the voltage applied to the motors during the turn.

Keywords: mobile robot, modeling, motion trajectory, control algorithm.

References

- [1] Zvonarev D. A. *Upravlenie mobilnym robotom s elektricheskim dvigatelem* [Controlling a mobile robot with an electric motor] // *Izvestiya Tula State University*, 2011, no. 2, pp. 368–372. (In Russian)
- [2] Bartenev V. V., Yatsan S. F., Al-Ezzi A. S. *Matematicheskaya model dvizheniya mobil'nogo robota s dvumya nezavisimymi vedushchimi kolesami po gorizontalnoj ploskosti* [A mathematical model of motion of mobile robot with two independent driving wheels on horizontal plane] // *Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*, 2011, vol. 13, no. 4, pp. 288–293. (In Russian)
- [3] Andrianova O. G. *Modelirovanie dvizheniya kolesnogo robota po zadannomu puti* [Path following simulation of wheeled vehicle] // *Science and Education of Bauman MSTU*, 2011, no. 10, pp. 1–15. (In Russian)
- [4] Grishchenko I. A., Chubar A.V. *Sozdanie matematicheskoy modeli robota s differentsialnym privodom* [Creating a mathematical model of a robot with a differential drive] // *Proceedings of the II International scientific-practical conference «Scientific and Technical Progress: Actual and Promising Future Directions»*, Kemerovo, 2016, vol. 2, pp. 35–37. (In Russian)
- [5] Kartashov B. A., Kozlov O. S., Shabaev E. A., Shchekaturov A. M. *Sreda dinamicheskogo modelirovaniya tekhnicheskikh sistem SimInTech* [Environment of dynamic modeling of technical systems SimInTech]. Moscow, DMK Press, 2017, 424 p. (In Russian)
- [6] Gilimyanov R. F., Pesterev A. V., Rapoport L. B. *Upravlenie dvizheniem kolesnogo robota v zadache sledovaniya vdol' krivolinejnogo puti* [Wheeled robot motion control in the problem of tracking along a curved path] // *Izvestia RAS. Theory and control systems*, 2008, vol. 47, no. 6, pp. 158–165. (In Russian)
- [7] Myznikova V. A., Tolstenkov E. D., Chubar A. V. *Modelirovanie i diagnostika sistemy upravleniya dvizheniem avtonomnogo obekta v srede SimInTech* [Modeling and diagnostics of autonomous object motion control system in SimInTech environment] // *Proceedings of the Regional Scientific-Practical Conference «Testing, diagnostics, reliability. Theory and Practice»*, Krasnoyarsk, 2020, no. 1, pp. 63–70. (In Russian)
- [8] Kozlov O. S., Kondakov D. B., Skvortsov L. M., Timofeev K. A., Khodakovskiy V. V. *Programmnyy kompleks dlya issledovaniya dinamiki i proektirovaniya tekhnicheskikh sistem* [Software package for the study of the dynamics and design of technical systems] // *Information Technologies*, 2005, no. 9, pp. 20–25. (In Russian)
- [9] Myznikova V. A., Mikhailenko L. A., Chubar A. V. *Sozdanie vizualizatsii dvizheniya avtonomnogo obekta po zadavaemoj traektorii* [Creating visualization of autonomous object movement along a given trajectory] // *Proceedings of the X Scientific and technical conference «Robotics and artificial intelligence»*, Krasnoyarsk, 2021, pp. 219–223. (In Russian)
- [10] Myznikova V. A., Tolstenkov E. D., Chubar A. V. *Postroenie sistemy upravleniya dvizheniem avtonomnogo obekta v srede SimInTech* [Building of a motioncontrol system of autonomous object in SimInTech environment] // *Proceedings of the X Scientific and technical conference «Robotics and artificial intelligence»*, Krasnoyarsk, 2019, pp. 326–332. (In Russian)

Сведения об авторах

Мызникова Виктория Андреевна – магистрант Сибирского федерального университета. Область научных интересов: моделирование систем и процессов в различных средах проектирования.

Солопко Ирина Владимировна – старший преподаватель Сибирского федерального университета. Окончила магистратуру Сибирского федерального университета в 2014 году. Область научных интересов: моделирование систем и процессов в различных средах проектирования.

Устименко Валерия Владимировна – магистрант Сибирского федерального университета. Область научных интересов: моделирование систем и процессов в различных средах проектирования.

Чубарь Алексей Владимирович – кандидат технических наук, доцент, руководитель научно-учебной лаборатории автоматизированных систем управления технологическими процессами Сибирского федерального университета. Окончил Красноярский политехнический институт в 1980 году. Область научных интересов: автоматизация управления техническими системами и технологическими процессами.

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

Редакция принимает в журнал статьи, соответствующие следующим темам:

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

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

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

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

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

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

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

Требования к составу и расположению элементов оформления научной статьи:

- ◀ Индекс УДК располагают отдельной строкой слева.
- ◀ На следующей строке размещается заголовок, который центрируют и набирают строчными буквами (как в предложении, начиная с прописной). Шрифт Times New Roman, 14 кегль, начертание – полужирное. Перенос слов в заголовке недопустим.
- ◀ Под заголовком по центру указываются фамилия и инициалы автора(ов). Шрифт Times New Roman, 14 кегль, по центру, полуторный интервал.
- ◀ Под ФИО автора(ов) по центру указываются: полное название учреждения (место работы), в котором выполнена работа (в именительном падеже), затем город (населенный пункт), область (край), страна. Шрифт Times New Roman, 14 кегль, по центру, полуторный интервал.
- ◀ Аннотация к статье. Объем аннотации: 150–180 слов.
- ◀ Ключевые слова (4–7 слов или словосочетаний).
- ◀ Пристатейный список литературы, оформленный в соответствии с ГОСТ Р 7.05-2008. Рекомендуются использование не менее 15 (минимум 10) источников не старше 15 лет.
- ◀ Следом необходимо привести заголовок, ФИО автора(ов), организацию, аннотацию, ключевые слова и список литературы на английском языке.
- ◀ В конце документа необходимо привести сведения о каждом авторе (должность и место работы, научная степень и звание, что и когда окончил, область научных интересов, идентификатор ORCID).

Требования к представляемому тексту, иллюстрациям и пристатейному списку литературы:

- ◀ Объем статьи, включая иллюстрации и список литературы, 10–20 страниц формата А4 (210 × 297 мм).
- ◀ Поля – 2,5 см.
- ◀ Шрифт Times New Roman, 14 кегль, полуторный интервал, красная строка 1,27 см.
- ◀ Заголовок и аннотация статьи не должны содержать нерасшифрованных сокращений (аббревиатур) и ссылок на литературу.
- ◀ При использовании в тексте сокращенных названий необходимо давать их расшифровку, следует ограничиваться общепринятыми сокращениями и избегать новых без достаточных на то оснований.
- ◀ Для использования переносов в словах необходимо пользоваться командой «автоматическая расстановка переносов». Для форматирования текста не использовать пробелы (нигде в тексте не должно быть рядом стоящих двух пробелов).
- ◀ Для набора сложных математических формул и выражений используется MathType. Размер шрифта в формулах установить по умолчанию (12).
- ◀ Допускаются рисунки и таблицы без заголовков, подписей и слов «Таблица» и «Рис.» в случае одной таблицы/рисунка. Если имеется несколько рисунков или таблиц, используются слова «Таблица» или «Рис.» с указанием номера таблицы или рисунка. Не рекомендуется загромождать рисунок ненужными деталями: надписи должны быть вынесены в подпись к рисунку, а на рисунке заменены цифрами или буквами. Желательно не перегружать текст графическим материалом. Размер шрифта в таблицах 12 кегль. Межстрочный интервал – одинарный. Схемы, рисунки и другие графические элементы должны быть представлены дополнительно отдельным файлом в графическом формате.
- ◀ В тексте ссылки на цитируемую литературу даются в квадратных скобках в конце предложения перед точкой (например: [1], [1; 2] или [1–3] и т. д.). Список литературы следует оформлять в порядке ссылок на него по тексту, в списке должны быть только те источники, на которые есть ссылки в тексте. Ссылки на неопубликованные работы не допускаются. Для книг: фамилия и инициалы автора, полное название книги, место издания, издательство, год, том или выпуск, общее количество страниц. Для периодических изданий: фамилия и инициалы автора, название статьи, название журнала, год издания, том, номер, первая и последняя страницы статьи. Список литературы нумеруется арабскими цифрами без использования автоматической нумерации.



МОСКОВСКИЙ
АВИАЦИОННЫЙ
ИНСТИТУТ

НАЦИОНАЛЬНЫЙ
ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ



XLVIII МЕЖДУНАРОДНАЯ МОЛОДЁЖНАЯ НАУЧНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ «ГАГАРИНСКИЕ ЧТЕНИЯ»

ПОСВЯЩЕНА 100-ЛЕТИЮ ОСНОВАНИЯ
КОНСТРУКТОРСКОГО БЮРО ПАО «ТУПОЛЕВ»

12–15 АПРЕЛЯ 2022

НАПРАВЛЕНИЯ РАБОТЫ:

Авиационные системы

Авиационные, ракетные двигатели и энергетические установки

Системы управления, информатика и электроэнергетика

Информационно-телекоммуникационные технологии авиационных
и ракетно-космических систем

Ракетные и космические системы

Робототехника, интеллектуальные системы и авиационное вооружение

Математические методы в аэрокосмической науке и технике

Новые материалы и производственные технологии в области
авиационной и ракетно-космической техники

Экономика и менеджмент предприятий аэрокосмического комплекса

Международная сессия

Сборник трудов конференции будет сформирован из тезисов участников,
выступивших на конференции с докладом



Контакты оргкомитета:
+7 977 540-05-57 Маргарита Игоревна
+7 499 158-16-97 Раиса Галеевна

GAGARIN.MAI.RU



**Инженерная школа
неразрушающего контроля
и безопасности**

ТОМСКИЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

ИНЖЕНЕРНАЯ ШКОЛА НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ И БЕЗОПАСНОСТИ (ИШНKB) ТОМСКОГО ПОЛИТЕХНИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА

– это научно-производственный комплекс, в задачах которого заложены создание эффективных инженерных решений в области радиационного, ультразвукового, теплового и других видов неразрушающего контроля (НК). Приоритетные результаты достигнуты в области создания и производства различных типов малогабаритных циклических индукционных ускорителей электронов - бетатронов как источников излучения для неразрушающего контроля, медицины и досмотровых систем. Исследования в области создания бетатронов и тепловых методов неразрушающего контроля обеспечивают институту мировую известность. Начиная с 2017 г. ИШНKB занимается разработкой автоматизированных и роботизированных комплексных систем обеспечения качества. По заказам промышленных партнеров создан ряд систем контроля качества, в том числе и крупногабаритных объектов со сложной геометрией.

ИШНKB осуществляет исследования и разработку методов и средств НК, диагностику промышленных изделий, материалов и сооружений, испытания на радиационную стойкость материалов, подготовку бакалавров, магистров и аспирантов, переподготовку и аттестацию специалистов НК, аттестацию лабораторий НК, а также выполнение работ по неразрушающему контролю и механическим испытаниям.

Среди промышленных партнеров и Заказчиков ИШНKB выступают такие известные предприятия, как АО «Роскосмос» (АО «ИСС» им. академика М.Ф. Решетнёва), АО «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина», АО «Композит», ГКНПЦ имени М.В. Хруничева), АО «Росатом» («АО НИИЭФА им. Д.В. Ефремова», ИЯФ им. Г. И. Будкера СО РАН), АО «Томский электромеханический завод им.В.В. Вахрушева», ПАО «Газпром», ПАО «Транснефть», ГЦ ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», ФГУП «СибНИА им. С.А. Чаплыгина, АО «Объединенная двигателестроительная корпорация» (ПАО «Сатурн») и др.

Новейшие разработки ИШНKB – тепловой дефектоскоп для авиации включен в сотню лучших изобретений страны, технология ультразвуковой томографии для диагностики сварных швов включена в реестр инновационных решений «Росатома».

**ТОМСКИЙ
ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ**

Директор Инженерной школы
неразрушающего контроля и безопасности
Национального исследовательского
Томского политехнического университета

Баранов Павел Федорович

Тел. раб. +7 3822 701-777, вн. 1685

E-mail: Ndt_school@tpu.ru; bpf@tpu.ru