

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И

ТЕХНОЛОГИИ SPACECRAFTS &
TECHNOLOGIES



КА «Луч-5В»

Разработчик и производитель: АО «РЕШЕТНЁВ»



Технологическая платформа

НИСС

Национальная Информационная
Спутниковая Система

**№1 (43)
2023**



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 7

№ 1 (43)

2023

Выходит один раз в три месяца

Красноярский край
Железногорск

Космические аппараты и технологии

Главный редактор
Тестоедов Николай Алексеевич
академик 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
Алифанов Олег Михайлович
академик РАН, д-р техн. наук, профессор (Москва)

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)

Надирадзе Андрей Борисович
д-р техн. наук, профессор (Москва)

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 (Королёв)

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

Чернявский Александр Григорьевич
(Королёв)

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 2021 г. – 0,283.

«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, 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 18443
Дата выхода в свет 24.03.2023

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.

Academician 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

Alifanov Oleg M.

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

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)

Makhutov 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)

Nadiradze Andrey B.

Doctor of Engineering, Professor (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

**Н. С. Дятлов, Д. Н. Глазкин, К. В. Ануфрейчик,
И. В. Чулков, А. С. Буторкин,
А. В. Семенов, А. В. Никифоров**

РЕЗЕРВИРОВАННАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ
ВЕНТИЛЬНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ ДЛЯ
НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ АВТОМАТИЧЕСКИХ
КОСМИЧЕСКИХ МИССИЙ

И. Бакри

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ДОПУСТИМЫХ ЗНАЧЕНИЙ
ПАРАМЕТРОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ
И ИНЕРЦИОННОЙ АСИММЕТРИИ
МАРСИАНСКОГО ЗОНДА

М. Ю. Федотов

ОСОБЕННОСТИ СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ
ОДНОВРЕМЕННОГО ВСТРОЕННОГО
КОНТРОЛЯ ДЕФОРМАЦИИ И ТЕМПЕРАТУРЫ
КОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ВОЛОКОННО-
ОПТИЧЕСКИМИ ДАТЧИКАМИ

Паинг Сое Ту У

ОПТИМИЗАЦИЯ СХЕМЫ ВЫВЕДЕНИЯ
ГЕОСТАЦИОНАРНОГО КОСМИЧЕСКОГО
АППАРАТА С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ
ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ FALCON-9

**А. Д. Широков, Д. А. Феоктистов, Т. Г. Орешенко,
М. С. Федоров, А. В. Чубарь**
АВТОМАТИЗАЦИЯ ИСПЫТАНИЙ
ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ

КОСМИЧЕСКИЕ УСЛУГИ

**К. И. Кущенко, Ю. В. Железняков, А. В. Волощук,
А. А. Филонов, А. А. Толмачев**
ПРИМЕНЕНИЕ НЕЙРОННОЙ СЕТИ В РЕШЕНИИ
ЗАДАЧ РАСПОЗНАВАНИЯ И КЛАССИФИКАЦИИ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ИХ
ОПТИЧЕСКИМ ИЗОБРАЖЕНИЯМ

Р. С. Блумберг, В. В. Сухотин, О. И. Сизых
МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ
ИСТОЧНИКА РАДИОСИГНАЛА В СИСТЕМАХ
СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ

ROCKET AND SPACE EQUIPMENT

**6 N. S. Diatlov, D. N. Glazkin, K. V. Anufreichik,
I. V. Chulkov, A. S. Butorkin,
A. V. Semenov, A. V. Nikiforov**

REDUNDANT BLDC MOTORS CONTROL SYSTEM
FOR SCIENTIFIC UNCREWED SPACE MISSIONS

17 I. Bakry

METHODOLOGY OF ESTIMATION
THE PARAMETERS PERMISSIBLE VALUES
OF THE AERODYNAMIC AND INERTIAL
ASYMMETRY OF THE MARTIAN PROBE

24 M. Yu. Fedotov

FEATURES OF CREATING A SYSTEM
OF SIMULTANEOUS BUILT-IN TESTING
OF DEFORMATION AND TEMPERATURE
OF COMPOSITE STRUCTURES
BY FIBER-OPTIC SENSORS

35 Paing Soe Thu Oo

OPTIMIZATION OF THE LAUNCH PROFILE
OF GEOSTATIONARY SPACECRAFT WITH
ELECTRIC PROPULSION SYSTEM USING
FALCON-9 LAUNCH VEHICLE

**44 A. D. Shirokov, D. A. Feoktistov, T. G. Oreshenko,
M. S. Fedorov, A. V. Chubar**
AUTOMATION OF LOW-THRUST
ENGINE TESTING

SPACE SERVICES

**51 K. I. Kushchenko, Yu. V. Zheleznyakov,
A. V. Voloshchuk, A. A. Filonov, A. A. Tolmachev**
THE USE OF A NEURAL NETWORK IN
SOLVING PROBLEMS OF RECOGNITION AND
CLASSIFICATION OF SPACECRAFT BY THEIR
OPTICAL IMAGES

60 R. S. Blumberg, V. V. Sukhotin, O. I. Sizykh
METHOD OF DETERMINING THE COORDINATES
OF THE RADIO SIGNAL SOURCE IN SATELLITE
COMMUNICATION SYSTEMS

- А. Н. Дементьев, А. Н. Новиков, К. В. Арсеньев,
А. Н. Куркин, А. О. Жуков, И. Н. Карцан**
МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ
ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННОЙ
ОБРАБОТКИ ШИРОКОПОЛОСНЫХ СИГНАЛОВ
В СПУТНИКОВЫХ РАДИОСИСТЕМАХ
ШИРОКОПОЛОСНОГО ДОСТУПА
И РАДИОНАВИГАЦИИ
- 68** **A. N. Dementyev, A. N. Novikov, K. V. Arsenyev,
A. N. Kurkin, A. O. Zhukov, I. N. Kartsan**
MATHEMATICAL MODEL OF SPATIAL
AND TEMPORAL PROCESSING OF BROADBAND
SIGNALS IN SATELLITE RADIO SYSTEMS
OF BROADBAND ACCESS
AND RADIO NAVIGATION
- КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ**
- SPACE INSTRUMENT ENGINEERING**
- М. Р. Сосновский, В. В. Сухотин, А. П. Басков**
КОМПЬЮТЕРНАЯ МОДЕЛЬ УСТРОЙСТВА
ФИЛЬТРАЦИИ СИГНАЛА ДЛЯ
МОНИТОРИНГОВОЙ ЗЕМНОЙ СТАНЦИИ
- 75** **M. R. Sosnovsky, V. V. Sukhotin, A. P. Baskov**
COMPUTER MODEL OF A SIGNAL FILTERING
DEVICE FOR A MONITORING EARTH STATION

РЕЗЕРВИРОВАННАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ВЕНТИЛЬНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ ДЛЯ НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ МИССИЙ

Н. С. Дятлов✉, Д. Н. Глазкин, К. В. Ануфрейчик,
И. В. Чулков, А. С. Буторкин, А. В. Семенов, А. В. Никифоров

Институт космических исследований РАН,
г. Москва, Российская Федерация

Вентильные двигатели (в англоязычной литературе – «BLDC motors») широко применяются в научной аппаратуре космического назначения. Для управления двигателями такого типа требуется создание сложно-функциональной системы управления, учитывающей как базовые технические требования, так и требования к надежности с учетом ее применения в условиях космического пространства. В статье сформулированы требования к характеристикам, которыми должна обладать система управления вентильными двигателями и определены дополнительные требования к надежности системы. При этом в качестве алгоритма для приведенной системы был выбран алгоритм блочной коммутации, реализация которого не требует высокой вычислительной мощности и точных датчиков положения ротора. На основе сформулированных задач и выбранного алгоритма представлена структурная схема системы управления, учитывающая необходимость холодного резервирования для выполнения требований к надежности. Далее рассмотрены конкретные схемотехнические решения для выходных каскадов, позволяющие подключать один набор двигателей и датчиков Холла к обоим полуконструкциям системы управления. Для апробации структурных и схемотехнических решений был разработан и изготовлен макет. Проведена успешная проверка работоспособности макета и, соответственно, приведенных решений.

Ключевые слова: аппаратура космического аппарата, комплекс научной аппаратуры, вентильный двигатель, система управления двигателями, блочная коммутация, датчик Холла, синхронный бесколлекторный двигатель постоянного тока, радиационная стойкость.

Введение

В аппаратуре космического назначения для управления движением механизмов используются двигатели различных типов. В частности, большой популярностью пользуются вентильные двигатели (или синхронные бесколлекторные двигатели постоянного тока) [1] в связи с хорошими динамическими характеристиками, высоким крутящим моментом и отсутствием щеточно-коллекторного узла, который имеет малый ресурс [2].

В научных космических комплексах такие двигатели используются для поворота приборов [3] или их подвижных частей, для управления движением планетоходов [4], управления буровыми устройствами [5] и манипуляторами [6].

Управление вентильными двигателями, в отличие от двигателей с коллекторным узлом, осу-

ществляется электронной системой, коммутирующей питание на обмотки статора таким образом, чтобы создавать вращающееся магнитное поле. Статор, как правило, имеет 3 обмотки, при этом обмотки соединены по схеме «звезда» и центральная точка не выведена (рис. 1). Управление именно таким типом двигателей будет рассмотрено в статье.

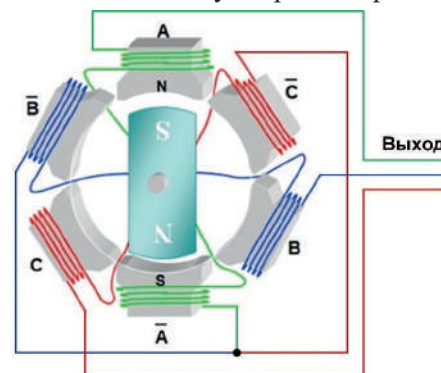


Рис. 1. Подключение обмоток вентильного двигателя

✉ nsdiatlov@gmail.com

1. Методы управления вентильными двигателями

Существует 3 основных метода управления вентильными двигателями, каждый из которых имеет свои достоинства и недостатки [7; 8].

Блочная коммутация

В каждый момент времени с помощью широтно-импульсной модуляции (ШИМ) формируется постоянный уровень тока, который подается через две обмотки из трех. С помощью изменения полярности и перебора активных пар обмоток создается магнитное поле, вращающееся с шагом 60° (6 фаз на один оборот). При этом для устойчивого вращения вектор магнитного поля должен всегда «опережать» вектор магнитного поля ротора, поэтому системе управления требуется обратная связь по положению ротора. Для этого используются датчики Холла, которые выдают логический сигнал, соответствующий положению ротора, либо производится измерение противо-ЭДС на незапитанной обмотке (с невозможностью работать на низких скоростях) [7].

Достоинства:

- простота реализации. Возможно управление без дополнительных датчиков, что повышает надежность;
- не требуется высокая вычислительная мощность.

Недостатки:

- колебания крутящего момента $\sim 14\%$ [9];
- не самый высокий КПД.

Синусоидальное управление

На обмотки с помощью ШИМ подаются синусоидальные сигналы тока, сдвинутые относительно друг друга на 120° , что создает непрерывно вращающееся магнитное поле. При этом для устойчивого вращения вектор созданного магнитного поля должен всегда «опережать» вектор магнитного поля ротора на 90° , поэтому системе управления требуется точная обратная связь по положению ротора. Таким датчиком, как правило, является энкодер, который, также как и датчики Холла, выдает логический сигнал, соответствующий положению ротора, но имеет существенно более высокое разрешение [7].

Достоинства:

- отсутствуют колебания крутящего момента;
- реализация проще, чем для векторного управления;
- максимальный КПД.

Недостатки:

- для эффективной реализации требуется точное определение положения ротора двигателя, например, с помощью энкодера. Возможно определение положения ротора бездатчиковым ме-

тодом, однако, использовать двигатель на малых скоростях будет невозможно.

Векторное управление

На обмотки также подаются модулированные синусоидальные сигналы тока, однако в данном методе контролируется не только ортогональность вектора созданного магнитного поля к магнитному полю ротора, но и величина этого вектора, которая соответствует крутящему моменту. Требуется точное определение положения ротора, а также измерение токов обмоток двигателя [7].

Достоинства:

- отсутствуют колебания крутящего момента. При этом его можно контролировать и задавать;
- высокий динамический диапазон скорости;
- максимальный КПД.

Недостатки:

- для эффективной реализации требуется точное определение положения ротора двигателя, например, с помощью энкодера. Возможно определение положения ротора бездатчиковым методом, однако, использовать двигатель на малых скоростях будет невозможно;
- высокая сложность алгоритма. Требуется производительный микроконтроллер и измерение токов на обмотках.

С учетом перечисленных достоинств и недостатков для применений, не требующих большой плавности движения и прецизионности задания момента, но при этом требующих максимально высокую надежность и простоту реализации, больше всего подходит метод блочной коммутации. Для систем с более строгими механическими требованиями, но допускающими усложнение системы, наиболее подходит векторное управление.

2. Требования к резервированной системе управления вентильными двигателями для подвижных механизмов научной аппаратуры

Для множества задач управления вентильными двигателями в научной аппаратуре, таких как управление манипуляторами, буровыми устройствами или перемещением планетоходов, ключевым параметром системы является ее надежность – при этом небольшие колебания крутящего момента во многих случаях не являются критичными. Поэтому в качестве основного решения, которое рассматривается в данной статье, был выбран алгоритм блочной коммутации, не требующий точного определения положения ротора (и соответствующих датчиков), а также большой вычислительной мощности или точности измерений. С учетом выбора были сформулированы общие требования к системе

управления вентильными двигателями для подвижных механизмов научной аппаратуры:

- номинальное напряжение – от 6 до 50 В;
- мощность двигателей – до 120 Вт;
- номинальный ток фазы – до 10 А;
- способ задания тока в обмотках – ШИМ.

Частота ШИМ, как правило, лежит в пределах от 10 кГц до 500 кГц (в зависимости от постоянной времени обмоток двигателя);

- минимизация пикового потребления за счет плавного разгона двигателей;
- в системе управления задается скорость вращения двигателей;
- должны использоваться радиационно-стойкие электрорадиоизделия (ЭРИ) отечественного производства (ОП).

Во многих случаях система управления двигателями является критически важной для функционирования множества приборов [5]. По этой причине она должна быть стойкой к единичному отказу, что обеспечивается холодным резервированием системы. При этом ввиду того, что не всегда имеется возможность резервировать также и двигатели, оба полукомплекта должны иметь возможность управлять одним набором двигателей (с датчиками Холла). С учетом этого были сформулированы требования по обеспечению надежности системы:

- должно быть реализовано два полукомплекта системы управления. Неактивный полукомплект находится в холодном резерве (выключен);
- оба полукомплекта должны иметь возможность подключаться к одному набору двигателей и датчиков Холла;

• при работе системы управления должна быть исключена запитка неактивного полукомплекта;

• при любом единичном отказе в системе управления основного полукомплекта (в том числе при отказе компонентов выходного каскада) должна быть возможность работы от резервного полукомплекта и наоборот;

• при отказе датчиков Холла система управления должна перейти на управление соответствующим двигателем по «бездатчиковой» схеме;

• единичный сбой и отказ в системе управления не должен приводить к перегрузке и выходу из строя двигателей;

• при нештатном отключении системы управления должна быть сохранена информация о текущем положении подвижных систем.

3. Реализация резервированной системы управления вентильными двигателями

Общий алгоритм управления вентильными двигателями при задании скорости с учетом схемы плавного пуска представлен на рис. 2.

Постоянное напряжение питания системы коммутируется на активную обмотку с определенной частотой и коэффициентом заполнения. Чем больше коэффициент, тем большее время напряжение подается на обмотку и тем выше ток обмотки, а значит выше крутящий момент и достигнутая скорость вращения. Поэтому в алгоритме регулировки скорости основной переменной является коэффициент заполнения.

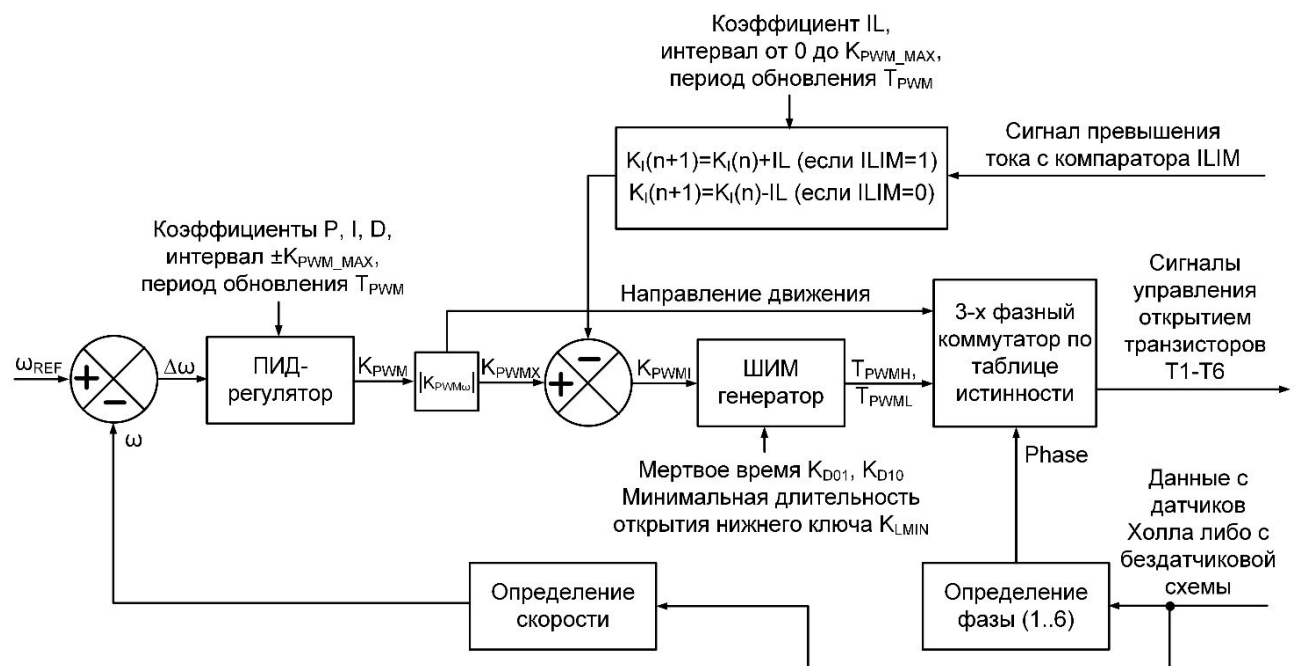


Рис. 2. Алгоритм управления скоростью с учетом схемы плавного пуска

В основе алгоритма лежит ПИД-регулятор, который в зависимости от сигнала ошибки скорости $\Delta\omega$ периодически корректирует коэффициент заполнения K_{PWM} . В зависимости от полученного знака коэффициента коммутатору задается направление вращения двигателя, а для дальнейших расчетов используется модуль коэффициента заполнения. Далее из полученного результата вычитается токоограничивающий коэффициент, который итеративно увеличивается при поступлении сигнала превышения тока заданного уровня. При отсутствии сигнала превышения тока токоограничивающий коэффициент равен нулю.

По полученному коэффициенту заполнения K_{PWM} генератор формирует два противофазных сигнала ШИМ – для верхнего и нижнего ключа активной обмотки. При этом при формировании сигнала учитывается «мертвое время» для исключения протекания сквозного тока, а также минимальное время открытия транзистора нижнего уровня, которое необходимо для подзарядки Bootstrap емкости.

Полученные сигналы ШИМ коммутируются на транзисторы, соответствующие таблице истинности при наступлении соответствующей фазы (рис. 3) [7].

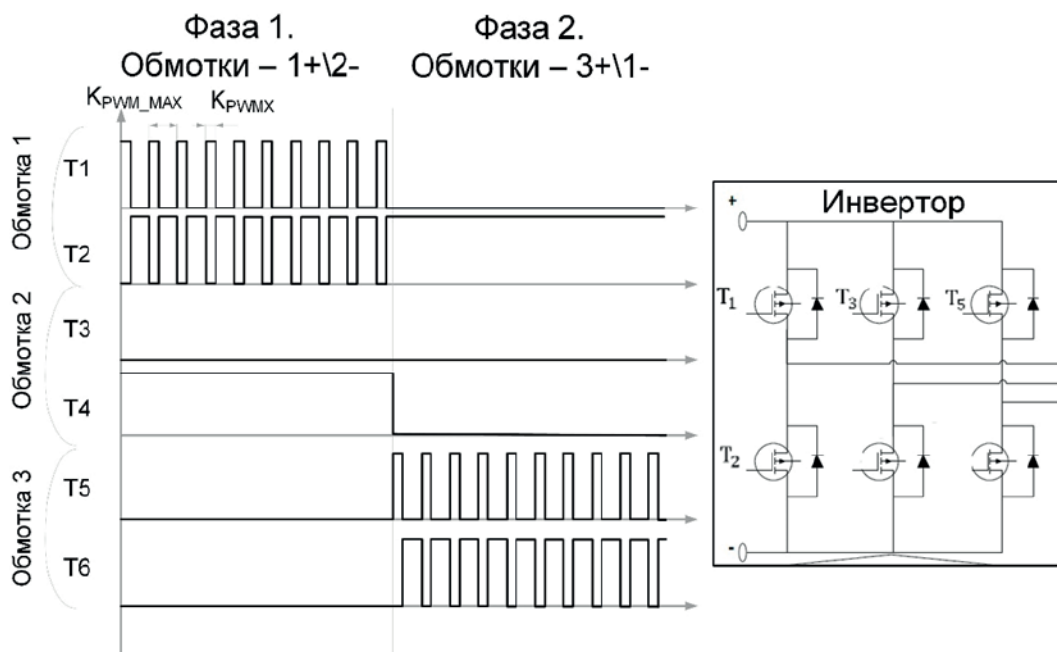


Рис. 3. Формирование ШИМ-сигнала на обмотках вентиляного двигателя

На рис. 3 T1–T6 – логические сигналы включения соответствующих транзисторов, которые подаются на драйвер полумоста. В соответствии с алгоритмом блочной коммутации для каждой фазы одна из обмоток неактивна (фаза 1, обмотка 3), одна из обмоток подключена к «нулю» (фаза 1, обмотка 2 – открыт нижний транзистор), на оставшейся обмотке модулированный сигнал (фаза 1, обмотка 1).

Скорость и положение ротора определяется с помощью датчиков Холла, встроенных в двигатель, либо с помощью схемы для бездатчикового определения положения ротора путем анализа противо-ЭДС на неактивной обмотке [10].

На основе используемого алгоритма управления с учетом общих технических требований и требований надежности была спроектирована система управления вентильными двигателями. Структурная схема системы приведена на рис. 4.

Алгоритм управления, приведенный на рис. 2, реализуется на процессоре с ШИМ кон-

троллером и АЦП. При большом количестве подключаемых двигателей либо при отсутствии ШИМ контроллера в процессоре функция формирователя ШИМ (С1), а также программные модули (С2–С4) могут быть реализованы на ПЛИС. Далее будет рассмотрен вариант с использованием ПЛИС.

3-х фазный инвертор реализован на дискретных транзисторах и высоковольтных драйверах полумоста. Сигнал превышения тока ШИМ (рис. 2) для схемы плавного пуска формируется быстродействующим компаратором (А6), который сравнивает усиленный с помощью операционного усилителя (А5) сигнал тока с шунта (А7) с заданным с помощью ЦАП (А8) опорным уровнем.

Для реализации схемы управления используются компоненты отечественного производства фирм АО «ПКК Миландр», АО «ГРУППА КРЕМНИЙ ЭЛ», АО «Ангстрем», АО «Дизайн Центр «Союз», АО «Конструкторско-технологический центр «ЭЛЕКТРОНИКА» и др.

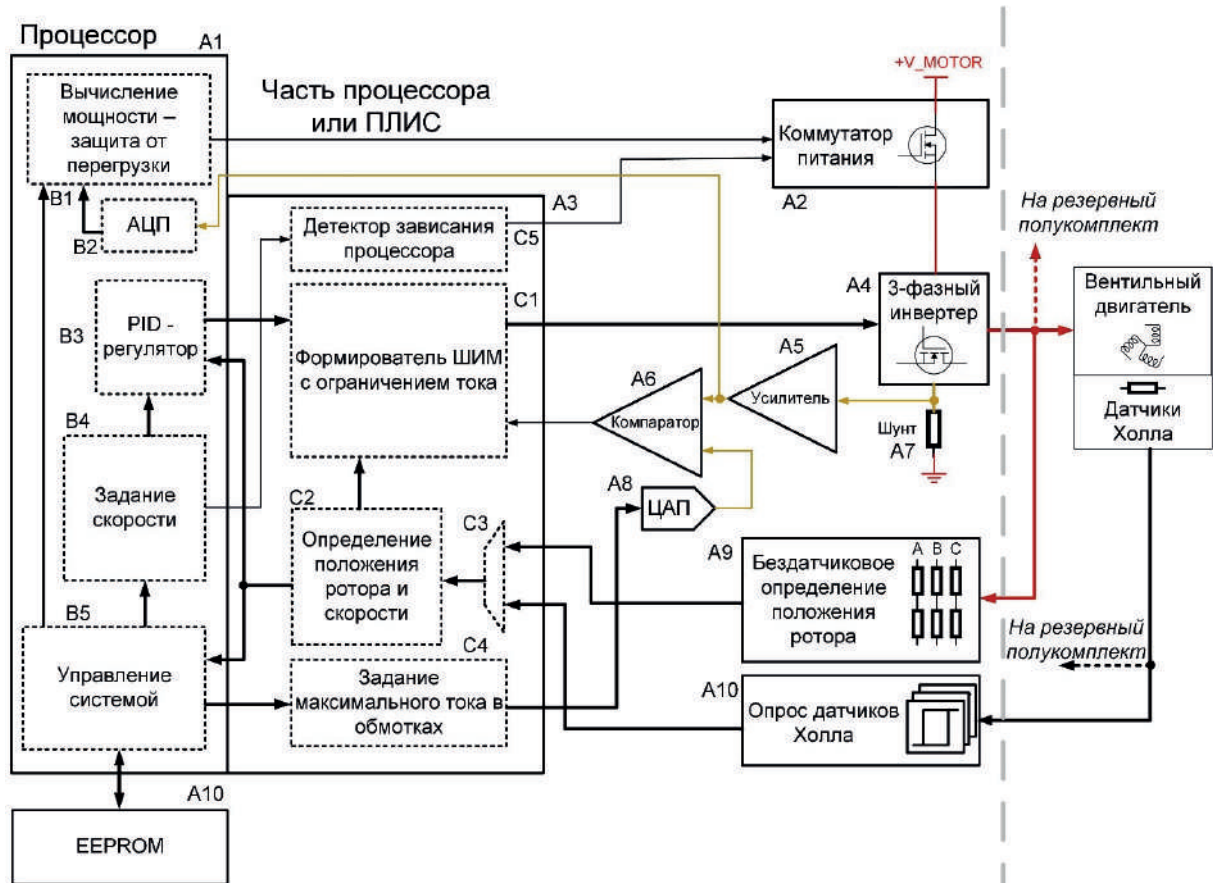


Рис. 4. Структурная схема системы управления вентильными двигателями с учетом требований надежности

Модуль управления (B5) в зависимости от внешних команд генерирует зависимость целевой скорости вращения от времени, задает текущий уровень ограничения тока фаз, а также периодически перезаписывает положение ротора двигателя (и количество оборотов от исходной точки) в постоянную перезаписываемую память (A10) – это необходимо для восстановления положения механической системы при нештатном отключении питания прибора.

В качестве меры защиты от возможного зависания формирователя ШИМ (C1) процессор с помощью встроенного АЦП (B2) и модуля (B1) постоянно анализирует суммарный ток, проходящий через обмотки двигателя, и при выходе двигателя из безопасной области работы с помощью коммутатора питания (A2) отключает питание инвертора (A4). С учетом этого защита от перегрузки двигателя реализуется двумя группами компонентов:

- формирователем ШИМ (C1), реализованным в ПЛИС, и компаратором (A6). Дополнительно детектор зависания процессора (C5) отключает питание для остановки двигателя при сбое в системе управления;
- АЦП (B2) и анализатором мощности (B1) в процессоре. При реализации программных блоков (B) и (C) на процессоре приведенная система

защиты должна быть реализована на отдельных компонентах.

Таким образом, при сбое одного из устройств ток через обмотки не превышает максимально допустимых значений. При отказе шунта (A7) или усилителя (A5) обратная связь по скорости не позволит вывести двигатель из области безопасной работы.

В итоге часть требований к надежности системы управления реализована с помощью дублирования блоков токовой защиты и каскадов опроса датчика положения:

- при отказе датчиков Холла (A10) система управления переходит соответствующим двигателем по «бездатчиковой» схеме (A11) [10];
- при зависании ПЛИС или процессора или выхода из строя компонентов защита от перегрузки двигателя по току продолжает обеспечиваться дублирующей системой;
- при зависании системы управления вращение двигателя прекращается;
- при нештатном отключении системы управления сохраняется информация о текущем положении подвижных систем.

Выполнение остальных требований надежности системы обеспечивается с помощью прямого подключения резервного полукомплекта си-

стемы управления к двигателям и датчикам Холла. При этом сигналы с основного и с резервного полукомплекта системы управления объединяются.

Для недопущения паразитной запитки неактивного комплекта через объединения, а также для обеспечения возможности работы резервного полукомплекта при отказе любого компонента выходного каскада основного полукомплекта эти выходные каскады были спроектированы особым образом.

4. Схемотехническая реализация выходных каскадов системы управления с учетом работы в холодном резерве

Схема выходного каскада инвертора для одной из трех обмоток двигателя, спроектированная с учетом возможности работы в режиме холодного резерва, приведена на рис. 5.

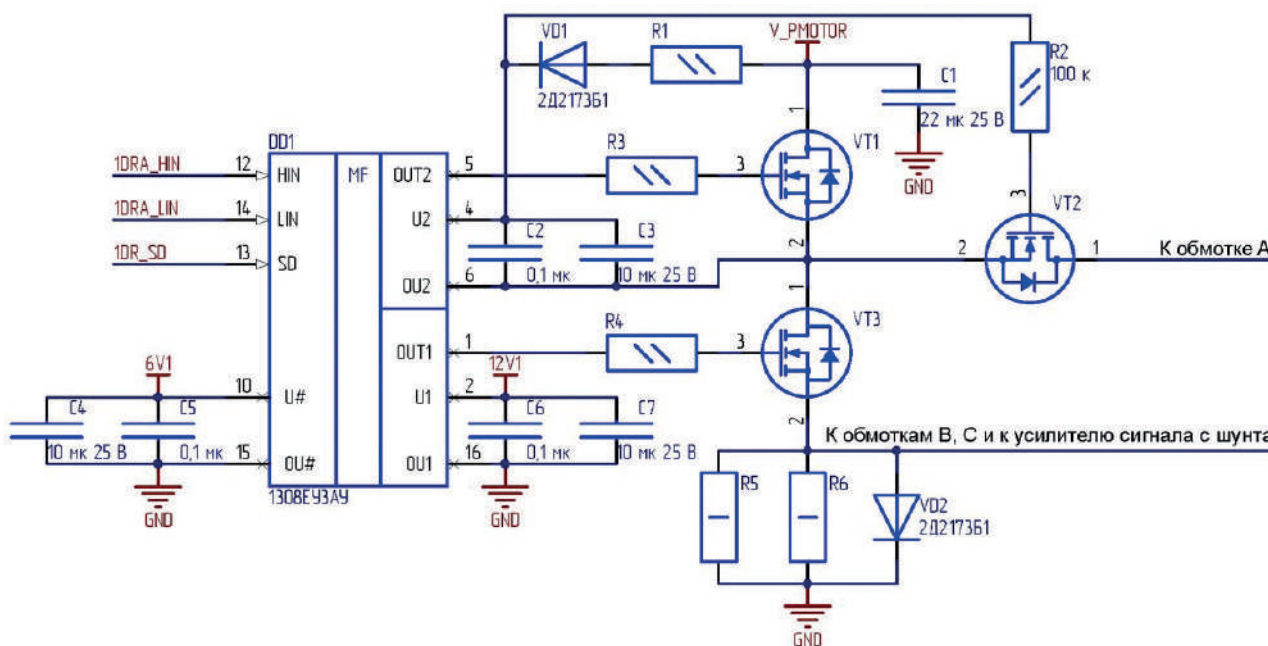


Рис. 5. Схема выходного каскада инвертора для одной из трех обмоток двигателя с учетом работы в холодном резерве

На рис. 5 транзисторы VT1 и VT3 в схеме полумоста с помощью микросхемы 1308EУ3АУ и схемы bootstrap коммутируют питание на одну из трех обмоток. Напряжение на остальные обмотки коммутируются аналогичными каскадами. При этом истоки нижних ключей (на схеме VT3) объединяются для всех 3-х обмоток и подключаются к общей цепи GND через шунты R5, R6 и защитный диод. Шунт подключается к схеме усилителя сигнала и предназначен для измерения суммарного тока через обмотки.

Для исключения паразитной запитки схемы в выключенном состоянии используется транзистор VT2. Транзистор подключен по схеме «идеального диода», то есть его исток подключен в той же точке, что и ключ верхнего уровня VT1. Подключение затвора транзистора VT2 к выводу № 4 микросхемы DD1 через резистор позволяет постоянно удерживать его в открытом состоянии при работе с обмоткой. Дополнительно такая реализация позволяет исключить утечку тока в неактивный полукомплект при пробое нижнего или верхнего ключа неактивного полукомплекта. Таким образом, обеспечивается стойкость к единичному отказу при холодном резервировании.

Схема каскада опроса и питания датчиков Холла с учетом необходимости холодного резервирования приведена на рис. 6.

Выход каждого датчика Холла имеет тип «открытый коллектор», поэтому для опроса требуется резистор R1, подтянутый к питанию через два диода VD1 и VD3. Два диода необходимы для исключения запитки неактивного полукомплекта и для стойкости к единичному отказу (при использовании одного диода при его пробое будет происходить паразитная запитка неактивного полукомплекта). Питание датчика Холла осуществляется также через пару диодов VD1 и VD2.

Микросхема DD1 имеет входы, обеспечивающие возможность работы в холодном резерве (низкий ток утечки по входу в выключенном состоянии). В случае пробоя входа микросхемы DD1 резистор R2, установленный перед входом, ограничивает ток утечки в поврежденный каскад уровнем 500 мкА.

Схема каскада бездатчикового определения положения ротора двигателя приведена на рис. 7. Схема для бездатчикового определения местоположения ротора двигателя с помощью измерения противо-ЭДС на незапитанной обмотке практиче-

ски не отличается от схемы, приведенной в [10], за исключением дублирования резисторов до входов компараторов DD1. Это сделано для предотвра-

щения утечки в неактивный полукомплект, достаточной для паразитной запитки (~10–100 мА) при отключении любого из резисторов на короткое замыкание.

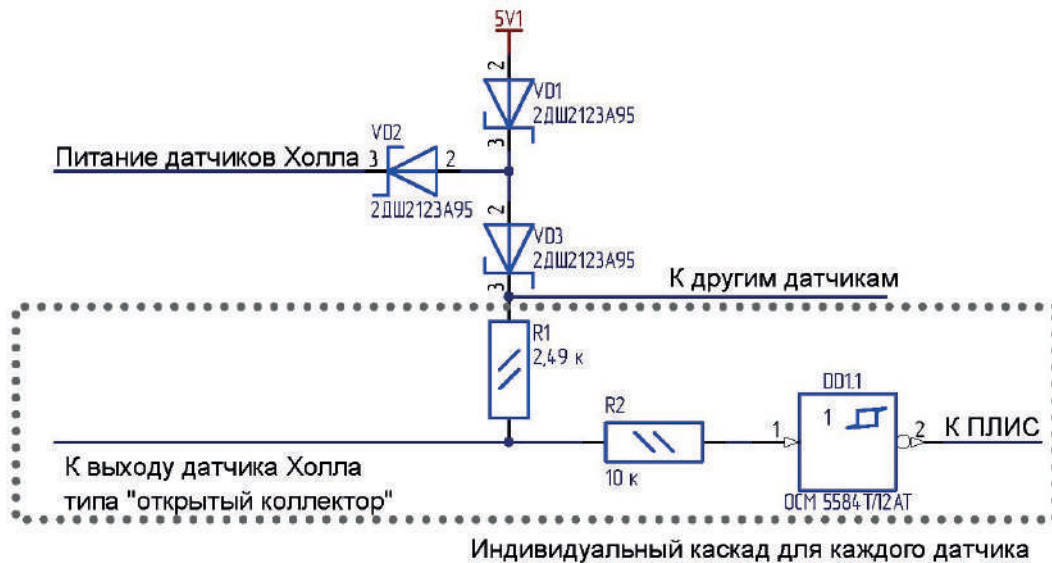


Рис. 6. Схема каскада опроса и питания датчиков Холла с учетом необходимости работы в холодном резерве

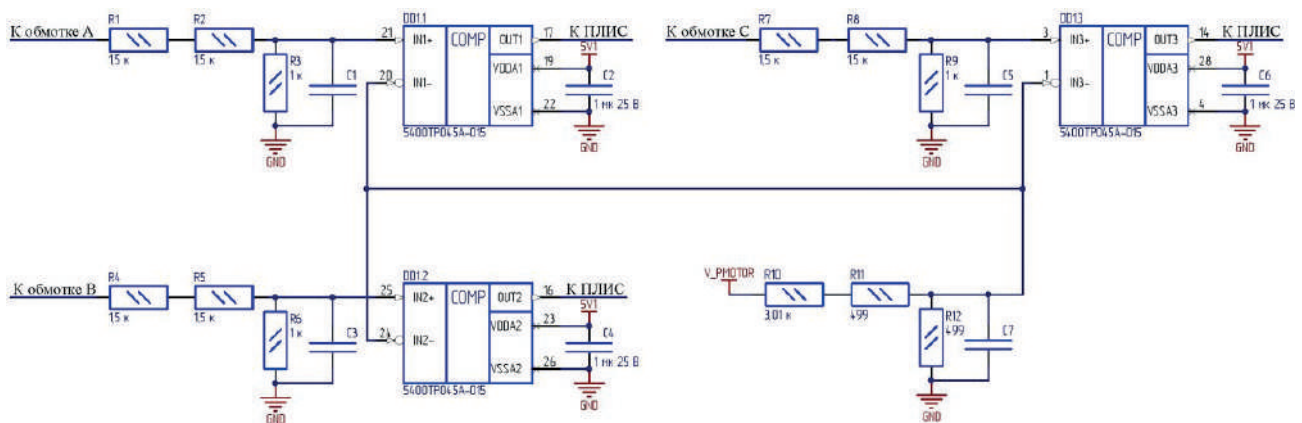


Рис. 7. Схема каскада бездатчикового определения местоположения ротора двигателя с учетом холодного резервирования

В итоге реализация выходных каскадов с учетом холодного резервирования позволяет выполнить требования по стойкости к единичному отказу, то есть при отказе любого компонента системы управления работа от резервного полукомплекта возможна без ограничений в функционировании.

5. Макет резервированной системы управления вентильными двигателями

Для проверки схемотехнических решений, представленных на рис. 5–7, а также для проверки структуры и алгоритма ограничения тока был разработан макет для управления вентильным двигателем производства Махон номинальной мощно-

стью 5 Вт и номинальным напряжением 12 В. Для экономии стоимости и времени большинство ЭРИ ОП системы управления были заменены импортными аналогами.

Фотография макета представлена на рис. 8. Осциллограмма напряжений на обмотках, а также осциллограмма тока на одной из обмоток представлены на рис. 9.

Колебания тока на рис. 9 (справа) связаны поворотом ротора и изменением противо-ЭДС.

Для проверки алгоритма плавного пуска производился старт двигателя без ограничения тока и с ограничением на уровне 240 мА. Осциллограммы тока в одной из обмоток двигателя для обоих измерений приведены на рис. 10.

Как видно на рис. 10 при работающем ограничении тока пусковой ток при старте двигателя

уменьшился более чем в два раза. При работе двигателя на меньшую нагрузку (с меньшей скоростью) разница еще больше увеличивается.

При подаче на выключенный макет постоянного напряжения 12 В и сигнала ШИМ амплитудой

12 В и частотой 500 кГц напряжение на линии питания составило не более 0,17 В. Т. к. такого уровня напряжения недостаточно для включения активных компонентов в схеме, то считается, что паразитная запитка не происходит.

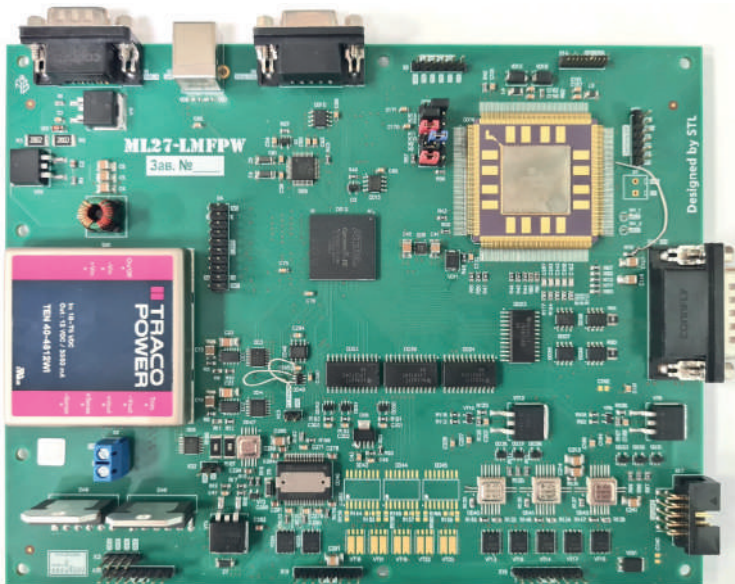


Рис. 8. Макет системы управления вентильными двигателями



Рис. 9. Осциллограмма напряжений на 3-х обмотках в момент перехода с одной фазы поворота на другую (слева) и осциллограмма тока на одной из обмоток за два оборота двигателя (справа) – каждый оборот состоит из 6 фаз

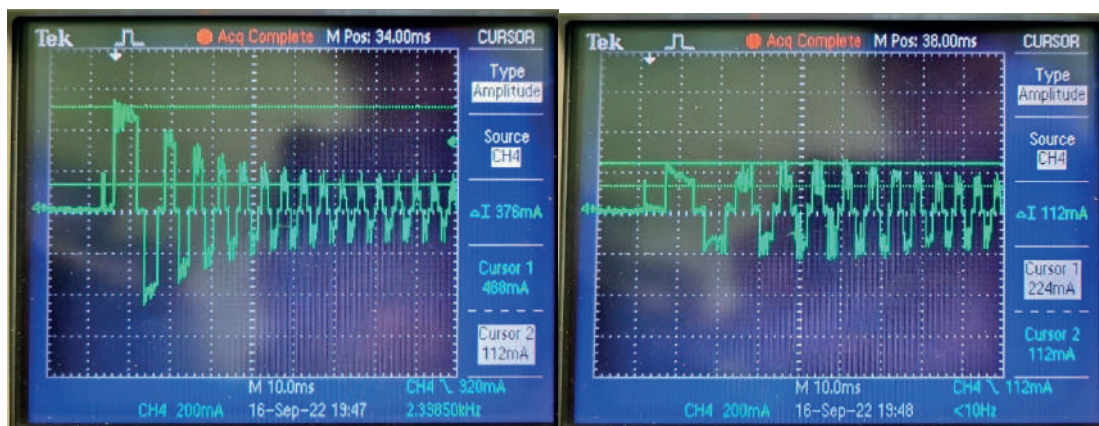


Рис. 10. Осциллограмма тока в одной из обмоток двигателя при выключенном ограничении тока (слева) и включенном ограничении на уровне 240 мА

Заключение

В статье была предложена резервированная система управления вентильными двигателями для научной аппаратуры автоматических космических миссий с использованием алгоритма блочной коммутации. На уровне структуры были реализованы меры по защите от сбоев СБИС для недопущения перегрузки двигателей и аварийного останова, а также реализована защита от отказа датчиков положения ротора. На схемотехническом

уровне выходные каскады системы управления реализованы с учетом возможности холодного резервирования системы, что позволяет подключить два полуконспекта системы управления к одному набору двигателей и датчиков Холла.

Реализация структуры и алгоритма управления двигателем, а также схемотехнические решения были успешно опробованы на макете. В перспективе планируется реализовать макет системы управления, использующий метод бездатчикового векторного управления вентильными двигателями.

Список литературы

- [1] Матвеев С. А., Тестоедов Н. А., Слободзян Н. С., Гончаров В. О., Киселев А. А., Баленко Н. А. Отказоустойчивая система управления электронасосным агрегатом космического назначения // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 2. С. 37–44.
- [2] Selection of Electric Motors for Aerospace Application [Электронный ресурс]. URL: <https://lis.nasa.gov/lesson/893> (дата обращения: 28.09.2022).
- [3] Maier M., Reill J., Sedlmayr H.-J., Chalon M. Highly integrated, radiation-hardened, motor controller with phase current measurement // Proceedings of ASTRA 2017. 2017.
- [4] Once again, NASA relies on maxon technology [Электронный ресурс]. URL: <https://www.maxongroup.com/maxon/view/news/Once-again-NASA-relies-on-maxon-technology> (дата обращения: 28.09.2022).
- [5] Литвак М. Л., Носов А. В., Козлова Т. О., Михальский В. И., Перхов А. С., Третьяков В. И. Глубинные грунтозаборные устройства для будущих российских лунных полярных миссий // Астрономический вестник. 2020. Т. 54. № 3. С. 225–246. doi: 10.31857/S0320930X20030081.
- [6] Kozlov O. E., Aleksashkin S. N., Ivanov A. V., Kozlova N. O., Sutugin S. E. Manipulator system of the sampling complex of the Phobos-Grunt spacecraft // Solar System Research. 2010. vol. 44. no. 5. pp. 451–455. doi: 10.1134/S0038094610050138.
- [7] Demystifying BLDC motor commutation: Trap, Sine, & FOC [Электронный ресурс]. URL: <https://www.ti.com/lit/ml/slyp711/slyp711.pdf> (дата обращения: 28.09.2022).
- [8] A comparison study of the commutation methods for the three-phase permanent magnet brushless DC motor [Электронный ресурс]. URL: <https://www.magnelab.com/wp-content/uploads/2015/02/A-comparison-study-of-the-commutation-methods-for-the-three-phase-permanent-magnet-brushless-dc-motor.pdf> (дата обращения: 28.09.2022).
- [9] Maxon Motor. High precision drives and systems. Selection Guide. 2019/2020. P. 44.
- [10] AN1946 Application note [Электронный ресурс]. URL: https://www.st.com/resource/en/application_note/an1946-sensorless-blcdc-motor-control-and-bemf-sampling-methods-with--st7mc-stmicroelectronics.pdf (дата обращения: 28.09.2022).

REDUNDANT BLDC MOTORS CONTROL SYSTEM FOR SCIENTIFIC UNCREWED SPACE MISSIONS

**N. S. Diatlov, D. N. Glazkin, K. V. Anufreichik, I. V. Chulkov,
A. S. Butorkin, A. V. Semenov, A. V. Nikiforov**
*Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences,
Moscow, Russian Federation*

Brushless DC (BLDC) motors are widely used in payloads of scientific space missions. To work with this type of motor it's required to develop a complex control system considering basic technical requirements as well as the demands to reliability linked with the space application of the

system. The basic technical requirements and the demands for the reliability of the system were formulated in the article. The block commutation algorithm was selected for the system since it's simple and it doesn't require using a high-performance processor and precision rotor position sensors. Based on the selected algorithm and the requirements structural scheme of the control system with redundancy features was designed. Further, schematics for output stages of the system were considered. They allowed connecting one set of motors and Hall sensors to both the main and the redundant control system. To test the structural and schematic solutions a prototype board was developed. The prototype was successfully tested and the solutions were verified.

Keywords: spacecraft payload, scientific payload, brushless DC motor, motor control, block commutation, Hall sensor, radiation hardness.

References

- [1] Matveev S. A., Testodov N. A., Slobodzyan N. S., Goncharov V. O., Kiselev A. A., Balenko N. A. *Otkazoustojchivaya sistema upravleniya elektronasosnym agregatom kosmicheskogo naznacheniya* [Fail-safe control system for an electric pump unit of space application] // *Izv. VUZ. Aviatsionnaya Tekhnika*, 2021, no. 2, pp. 37–44. (In Russian)
- [2] Selection of Electric Motors for Aerospace Application. Available at: <https://llis.nasa.gov/lesson/893> (accessed 28.09.2022).
- [3] Maier M., Reill J., Sedlmayr H.-J., Chalon M. Highly integrated, radiation-hardened, motor controller with phase current measurement // *Proceedings of ASTRA 2017*, 2017.
- [4] Once again, NASA relies on maxon technology. Available at: <https://www.maxongroup.com/maxon/view/news/Once-again-NASA-relies-on-maxon-technology> (accessed 28.09.2022).
- [5] Litvak M. L., Nosov A. V., Kozlova T. O., Mikhal'skii V. I., Perkhov A. S., Tret'yakov V. I. *Glubinnye gruntozabornye ustrojstva dlya budushchih rossijskih lunnyh polyarnyh missij* [Deep-hole soil-sampling tools for future Russian Lunar Polar missions] // *Solar System Research*, 2020, vol. 54, no. 3, pp. 203–222. doi: 10.31857/S0320930X20030081. (In Russian)
- [6] Kozlov O. E., Aleksashkin S. N., Ivanov A. V., Kozlova N. O., Sutugin S. E. Manipulator system of the sampling complex of the Phobos-Grunt space-craft // *Solar System Research*, 2010, vol. 44, no. 5, pp. 451–455. doi: 10.1134/S0038094610050138.
- [7] Demystifying BLDC motor commutation: Trap, Sine, & FOC. Available at: <https://www.ti.com/lit/ml/slyp711/slyp711.pdf> (accessed 28.09.2022).
- [8] A comparison study of the commutation methods for the three-phase permanent magnet brushless DC motor. Available at: <https://www.magnelab.com/wp-content/uploads/2015/02/A-comparison-study-of-the-commutation-methods-for-the-three-phase-permanent-magnet-brushless-dc-motor.pdf> (accessed 28.09.2022).
- [9] Maxon Motor. High precision drives and systems. Selection Guide. 2019/2020, P. 44.
- [10] AN1946 Application note. Available at: https://www.st.com/resource/en/application_note/an1946-sensorless-blcdc-motor-control-and-bemf-sampling-methods-with--st7mc-stmicroelectronics.pdf (accessed 28.09.2022).

Сведения об авторах

Ануфрейчик Константин Владимирович – начальник лаборатории Института космических исследований РАН. Окончил Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ» в 2002 году. Область научных интересов: космическое приборостроение, встраиваемое программное обеспечение.

Буторкин Александр Сергеевич – ведущий инженер Института космических исследований РАН. Окончил МИРЭА – Российский технологический университет в 2013 году. Область научных интересов: космическая техника, печатные платы, микроэлектроника.

Глазкин Дмитрий Николаевич – ведущий инженер Института космических исследований РАН. Окончил Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ» в 2013 году. Область научных интересов: космическая техника, радиоэлектронная аппаратура.

Дятлов Николай Сергеевич – ведущий инженер Института космических исследований РАН, аспирант. Окончил Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ» в 2018 году. Область научных интересов: космическая техника, научная аппаратура, электроника.

Никифоров Андрей Владимирович – ведущий инженер Института космических исследований РАН. Окончил Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ» в 2003 году. Область научных интересов: космическая техника.

Семенов Александр Викторович – главный специалист Института космических исследований РАН. Окончил Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ» в 2004 году. Область научных интересов: космическая техника.

Чулков Илья Владиленович – заместитель директора по приборостроению и качеству Института космических исследований РАН. Окончил Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ» в 1983 году. Область научных интересов: космическое приборостроение, электроника, автоматика, системы управления.

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ДОПУСТИМЫХ ЗНАЧЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ И ИНЕРЦИОННОЙ АСИММЕТРИИ МАРСИАНСКОГО ЗОНДА

И. Бакри

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

Рассматривается методика оценки малых допустимых значений параметров аэродинамической и инерционной асимметрии неуправляемого космического зонда в разреженных слоях атмосферы Марса. Представлена искомая оценка в виде области параметров асимметрии. Предполагается, что при спуске в марсианской атмосфере пространственный угол атаки космического зонда принимает малые значения. В данной работе определяется диапазон приемлемых величин переменных асимметрии космического зонда, обеспечивающий нерезонансный неуправляемый спуск в атмосфере Марса. При этом рассчитываются максимальные значения как малой аэродинамической, так и малой инерционной асимметрии космического зонда, под которым резонансные значения не достигаются угловой скоростью. Предложен алгоритм установления диапазона допустимых величин переменных асимметрии космического зонда, гарантирующий движение без резонанса в марсианской атмосфере. Результаты вычислительного моделирования подтверждают достоверность установленных с помощью представленного алгоритма ограничений, наложенных на диапазон допустимых величин переменных аэродинамической и инерционной асимметрий.

Ключевые слова: аэродинамическая асимметрия, инерционная асимметрия, обобщенный параметр, оценка значений параметров, нерезонансное движение, атмосфера Марса.

Введение

Задача проектирования космического аппарата (КА), осуществляющего спуск в марсианской атмосфере, начинается с выбора его внешней формы, в качестве которой часто выбирается сегментальноконическая форма [1–5]. В частности, в работах [6; 7] содержится обсуждение выбора формы КА, спроектированного для спуска в марсианской атмосфере. Следующим этапом проектирования является выбор проектных параметров спускаемого космического аппарата. Отметим, что алгоритм установления допустимых величин переменных как малой аэродинамической, так и малой массовой асимметрии рассматривались в [8–10]. Дополнительно, алгоритм установления допустимых величин переменных малой инерционной и массовой асимметрии КА обсужден в [11–13]. В этой статье рассматривается алгоритм определения допустимых величин переменных малой аэродинамической и инерционной асимметрии КА без смещения центра масс космического зонда (без массовой асимметрии), осуществляющего

неуправляемый спуск в марсианской атмосфере. Практическая ценность полученных допустимых величин переменных асимметрии КА заключается в том, что разнообразные комбинации асимметрий могут стимулировать реализации эффектов длительного или вторичного резонанса, которые увеличивают значения угловой скорости или значения пространственного угла атаки [10; 11; 14] и могут приводить к аварийным ситуациям, связанными со сбоями в функциональности тормозной парашютной системы. Таким образом, определения допустимых величин переменных малой аэродинамической и инерционной асимметрии КА при спуске в нестабильной разреженной атмосфере Марса является актуальной задачей современной космонавтики, так как существующие задачи по этой теме не рассматривают компенсацию аэродинамической и инерционной асимметрий.

Методология проектирования

В данной работе рассматривается методология проектирования космического зонда, совершающего вращение с малой угловой скоростью, образованной при отделении данного космического зонда от базового космического аппарата.

✉ ibrahimbakry0@gmail.com

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2023

Постановка задачи проектирования предполагает определение максимальных величин переменных инерционной и аэродинамической асимметрии, с которыми не повышается угловая скорость ω_x к максимальным значениям, приводящих к главному резонансу:

$$\max(\omega_x) \geq \omega_x \geq \min(\omega_x). \quad (1)$$

С этой целью на обобщенный параметр асимметрии накладываем ограничение:

$$|\Omega| = |\bar{m}_A| \leq |\Omega_p|, \quad (2)$$

где

$$\begin{aligned} \bar{m}_A &= m_A \omega^{-2}; \quad m_A = \sqrt{(m_1^A)^2 + (m_2^A)^2}; \\ m_1^A &= -\frac{\omega^2}{m_{z1}} m_{y0}^f - \bar{I}_{xz} \omega_x^2; \quad m_2^A = -\frac{\omega^2}{m_{z1}} m_{z0}^f + \bar{I}_{xy} \omega_x^2; \end{aligned}$$

Ω_p – максимальное значение параметра Ω ; m_{y0}^f, m_{z0}^f – безразмерные параметры, характеризующие аэродинамическую асимметрию космического аппарата; $\bar{I}_{xz}, \bar{I}_{xy}$ – безразмерные параметры, характеризующие инерционную асимметрию космического аппарата.

В этих выражениях явно отсутствуют параметры, характеризующие массовую асимметрию космического аппарата $\Delta y, \Delta z$, так как не учитывается смещение центра масс КА.

Далее условие (2) представляется в следующем виде:

$$\begin{aligned} |\Omega| &= \left| \left(\left(\frac{m_{y0}^f}{m_{z1}} + \bar{I}_{xz} \frac{\omega_x^2}{\omega^2} \right)^2 \frac{1}{\omega} + \right. \right. \\ &\left. \left. + \left(\frac{m_{z0}^f}{m_{z1}} - \bar{I}_{xy} \frac{\omega_x^2}{\omega^2} \right)^2 \right)^{0.5} \right| \leq |\Omega_p|. \quad (3) \end{aligned}$$

В случае главного резонанса получаем:

$$\omega_x^p = \omega / \sqrt{1 - \bar{I}_x}.$$

Для определения максимального значения обобщенного параметра асимметрии Ω запишем необходимое условие существования экстремума и определим значения безразмерных параметров, характеризующих аэродинамическую и инерционную асимметрии космического зонда:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \Omega}{\partial m_{y0}^f} &= \frac{1}{m_{z1} \Omega} \left(\frac{m_{y0}^f}{m_{z1}} + \frac{\bar{I}_{xz}}{1 - \bar{I}_x} \right) = 0, \\ \frac{\partial \Omega}{\partial m_{z0}^f} &= \frac{1}{m_{z1} \Omega} \left(\frac{m_{z0}^f}{m_{z1}} - \frac{\bar{I}_{xy}}{1 - \bar{I}_x} \right) = 0, \\ \frac{\partial \Omega}{\partial \bar{I}_{xz}} &= \frac{1}{\Omega (1 - \bar{I}_x)} \left(\frac{\bar{I}_{xz}}{1 - \bar{I}_x} + \frac{m_{y0}^f}{m_{z1}} \right) = 0, \quad (4) \\ \frac{\partial \Omega}{\partial \bar{I}_{xy}} &= \frac{1}{\Omega (1 - \bar{I}_x)} \left(\frac{\bar{I}_{xy}}{1 - \bar{I}_x} - \frac{m_{z0}^f}{m_{z1}} \right) = 0. \end{aligned}$$

Система уравнений (4) имеет следующее тривиальное решение:

$$m_{y0}^f = m_{z0}^f = 0, \quad \bar{I}_{xz} = \bar{I}_{xy} = 0.$$

Следовательно, система уравнений (4) не имеет стационарных точек кроме значений $m_{y0}^f = m_{z0}^f = 0, \bar{I}_{xz} = \bar{I}_{xy} = 0$. По этой причине эти параметры асимметрии достигают своих наибольших границ только на границе рассматриваемой области. В неравенстве (3) имеется 4 неизвестных, следовательно, у него бесконечное множество решений. Однозначное определение допустимых областей $m_{y0}^f, m_{z0}^f, \bar{I}_{xz}, \bar{I}_{xy}$ возможно при задании весовых соотношений между этими величинами. Запишем параметры асимметрии в виде весового соотношения [8; 9]:

$$m_{y0}^f = \frac{m_{z1}}{P_1} U, \quad m_{z0}^f = \frac{m_{z1}}{P_2} U, \quad (5)$$

$$\bar{I}_{xy} = \frac{(1 - \bar{I}_x)}{P_3} U, \quad \bar{I}_{xz} = \frac{(1 - \bar{I}_x)}{P_4} U;$$

$$\begin{aligned} U &= P_1 \frac{m_{y0}^f}{m_{z1}} = P_2 \frac{m_{z0}^f}{m_{z1}} = \\ &= P_3 \frac{\bar{I}_{xy}}{(1 - \bar{I}_x)} = P_4 \frac{\bar{I}_{xz}}{(1 - \bar{I}_x)}, \quad (6) \end{aligned}$$

где P_i – положительные веса, для которых равенство $\sum_{i=1}^4 P_i = 4$ справедливо.

Значения веса P_i в уравнении (6) определяются, чтобы при достижении максимальных величин угловой скорости Ω неравенство (3) выполнялось. С целью становления диапазона безразмерных переменных асимметрии перепишем условие (3) с учетом формул (5) и (6) в виде:

$$\begin{aligned} |\Omega_p| &\geq \left(\frac{U^2}{P_1^2} + \frac{U^2}{P_2^2} + \frac{U^2}{P_3^2} + \right. \\ &\left. + \frac{U^2}{P_4^2} + 2 \frac{U^2}{P_2 P_3} + 2 \frac{U^2}{P_1 P_4} \right)^{0.5}. \quad (7) \end{aligned}$$

Условие (7) можно переписать в более компактном виде:

$$|\Omega_p| \geq U \sqrt{C},$$

$$\text{где } C = \left(\frac{P_1 + P_4}{P_1 P_4} \right)^2 + \left(\frac{P_2 + P_3}{P_2 P_3} \right)^2.$$

Учитывая неравенство (3) и решая его с учетом неравенства (7), найдем искомую область допустимых значений в следующем виде:

$$U \leq \frac{\Omega_p}{\sqrt{C}}. \quad (8)$$

С учетом формулы (5) получаем диапазон безразмерных переменных асимметрий $m_{y0}^f, m_{z0}^f, \bar{I}_{xz}, \bar{I}_{xy}$:

$$\begin{aligned} 0 \leq m_{y0}^f &\leq \left(\frac{\Omega_p^2}{C}\right)^{\frac{1}{2}} \frac{m_{z1}}{P_1}, \\ 0 \leq m_{z0}^f &\leq \left(\frac{\Omega_p^2}{C}\right)^{\frac{1}{2}} \frac{m_{z1}}{P_2}, \\ 0 \leq \bar{I}_{xy} &\leq \left(\frac{\Omega_p^2}{C}\right)^{\frac{1}{2}} \frac{(1-\bar{I}_x)}{P_3}, \\ 0 \leq \bar{I}_{xz} &\leq \left(\frac{\Omega_p^2}{C}\right)^{\frac{1}{2}} \frac{(1-\bar{I}_x)}{P_4}. \end{aligned} \tag{9}$$

При этом, если данные переменные асимметрий оправдывают уравнение (3), то максимальное значение угловой скорости, при которых реализуется главный резонанс, не достигается. На рис. 1 представлен алгоритм установления допустимых значений переменных малой массовой асимметрии, как и малой инерционной асимметрии.

Численное решение задачи определения допустимых значений параметров асимметрий начинается с ввода исходных начальных, геометрических и инерционных данных космического зонда.

Далее задаются величины весов P_i с сохранением равенства (6) и условия $\sum_{i=1}^4 P_i = 4$. Далее производится расчет обобщенного параметра асимметрии Ω_p с помощью неравенства (7). В дальнейшем рассчитывается область параметров асимметрий с помощью неравенств (9), проверяется выполнение условия $\Omega \leq \Omega_p$ с помощью уравнения (2). После выполнения верификационных расчетов по нелинейным исходным уравнениям сохраняются полученные области, и программа завершает работу.

Реализация алгоритма 1 с предрассчитанными выражениями на космическом зонде с аэродинамической и инерционной асимметрией даст интервал значений параметров асимметрии, обеспечивающих спуск в атмосфере без возможности появления длительного или вторичного резонанса.

Рассмотрим применение предлагаемой методики определения допустимых величин переменных асимметрий на примере КА Mars Polar Lander [5], спускающегося в марсианской атмосфере (рис. 2). КА Mars Polar Lander имеет следующие массово инерционные характеристики: высота конуса аппарата $l = 2$ м, радиус основания конуса аппарата $r = 1,25$ м, масса космического аппарата $m = 576$ кг, момент инерции аппарата $I_x = 270$ кг·м², $I_y = I_z = 443$ кг·м². Принимаются



Рис. 1. Алгоритм установления допустимых значений переменных малой массовой асимметрии, как и малой инерционной асимметрии

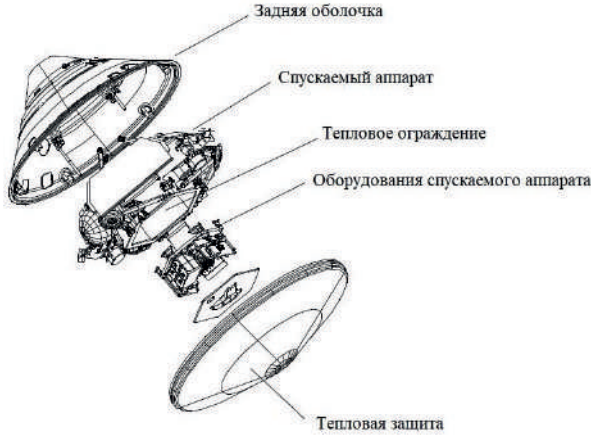


Рис. 2. Спускаемый марсианской космический аппарат Mars Polar Lander [5]

следующие первоначальные условия спуска космического аппарата: первоначальная высота полета $H(0) = 110$ км, начальная скорость полета

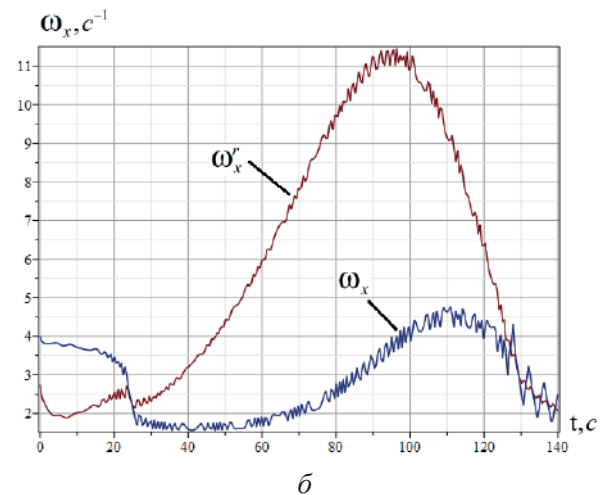
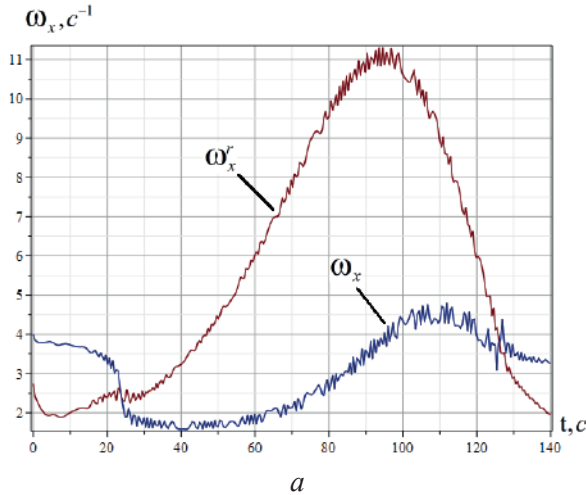


Рис. 3. Угловая скорость ω_x и резонансные значения угловой скорости ω_x^r при атмосферном спуске космического зонда:
 а – при $m_{y0}^f, m_{z0}^f = 0,0133$; $\bar{I}_{xy}, \bar{I}_{xz} = 0,078$;
 б – при $m_{y0}^f, m_{z0}^f = 0,0160$; $\bar{I}_{xy}, \bar{I}_{xz} = 0,094$

Заключение

В этой работе рассмотрена методика оценки допустимых величин переменных малой аэродинамической асимметрии, как и малой инерционной асимметрии космического зонда, совершающего неуправляемый спуск в разреженной атмосфере Марса. Использование полученной оценки при проектировании космических зондов позволяет исключить нерасчетное влияние резонанса на из-

менение величины пространственного угла атаки и угловой скорости. Предложен алгоритм установления диапазона допустимых величин переменных асимметрии космического зонда, гарантирующий спуск зонда в марсианской атмосфере без резонанса. Результатами вычислительного моделирования подтверждается обоснованность найденных ограничений с помощью представленной методики, наложенных на диапазон допустимых величин переменных асимметрий.

$$m_{y0}^f, m_{z0}^f \in [0; 0,0133]; \quad (10)$$

$$\bar{I}_{xy}, \bar{I}_{xz} \in [0; 0,078].$$

Численное решение системы уравнений (1) в [15] на примере КА Mars Polar Lander (рис. 3) показывает, что при максимальных значениях интервала (10) не появился главный резонанс, а при повышении этих величин в 1,2 раза появился главный резонанс в близости максимума резонансного значения угловой скорости, соответствующего максимуму скоростного напора.

Список литературы

- [1] Curiosity Rover [Электронный ресурс]. URL: <https://www.jpl.nasa.gov/missions/mars-science-laboratory-curiosity-rover-msl> (дата обращения: 01.11.2022).

- [2] Robotic exploration of Mars [Электронный ресурс]. URL: <https://exploration.esa.int/web/mars/> (дата обращения: 01.11.2022).
- [3] Aerospace vehicle Schiaparelli: The ExoMars entry, descent and landing module [Электронный ресурс]. URL: <https://exploration.esa.int/web/mars/-/47852-entry-descent-and-landing-demonstrator-module> (дата обращения: 03.11.2022).
- [4] Every mission to Mars ever [Электронный ресурс]. URL: <https://www.planetary.org/space-missions/every-mars-mission> (дата обращения: 03.11.2022).
- [5] Douglas I., Franklin O. D., Diane A., John G. W., George D. Mars Polar lander. USA : National Aeronautics and Space Administration, 1998. 65 p.
- [6] Асланов В. С., Ледков А. С. Выбор формы КА, предназначенного для спуска в разреженной атмосфере Марса // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва. 2008. Т. 7. № 1 (14). С. 9–15.
- [7] Телицын В. А., Журавлев Е. И. Анализ сегментально-конических форм спускаемых аппаратов // Молодежный научно-технический вестник. 2015. № 12.
- [8] Kurkina E. V. Acceptable range parameters of asymmetry of spacecraft descending in the Martian atmosphere // Institute of Physics. Conference Series: Materials Science and Engineering, 2020. vol. 868. doi: 10.1088/1757-899X/868/1/012036.
- [9] Любимов В. В. Внешняя устойчивость резонансов в динамике полета космических аппаратов с малой асимметрией. Самара : СНЦ РАН, 2013. 276 с.
- [10] Lyubimov V. V. Numerical simulation of the resonance effect during reentry into the atmosphere of a rigid body with low inertial and low aerodynamic asymmetries // Proceedings of ITNT-2015. Samara. 2015. pp. 198–210.
- [11] Лашин В. С. Методика оценки параметров асимметрии при проектировании спускаемого КА // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. №. 1. С. 100–107. doi: 10.34759/vst-2020-1-100-107.
- [12] Lubimov V. V., Lashin V. S. External stability of a resonance during the descent of a spacecraft with a small variable asymmetry in the martian atmosphere // Advances in Space Research Journal. 2017. vol. 59. issue 6. pp. 1607–1613. doi: 10.1016/j.asr.2016.12.039.
- [13] Лашин В. С., Любимов В. В. Исследование устойчивости угла атаки при спуске КА В атмосфере Марса с малой асимметрией // Мехатроника, автоматизация, управление. 2018. Т. 19. № 5. С. 355–359. doi: 10.17587/mau.19.355-359.
- [14] Заболотнов Ю. М., Любимов В. В. Вторичный резонансный эффект при движении космического аппарата в атмосфере // Космические исследования. 1998. Т. 36. № 2. С. 214.
- [15] Bakry I., Lyubimov V. V. Application of the dynamic programming method to ensure of dual-channel optimal attitude control of an asymmetric spacecraft in a rarefied of atmosphere of Mars // Aerospace Systems. vol. 5. issue 2. pp. 213–221. doi: 10.1007/s42401-021-00112-y.
- [16] Ёлкин К. С., Кушев В. Н., Манько А. С., Михайлов В. М. Расчет входа в атмосферу Марса десантного модуля проекта ЭкзоМарс // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 4. С. 79–86.
- [17] Ярошевский В. А. Движение неуправляемого тела в атмосфере. М. : Машиностроение, 1978. 168 с.
- [18] Бакри И. Приближённо-оптимальный дискретный закон управления спуском космического аппарата с асимметрией в атмосфере Марса // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 2. С. 179–188. doi: 10.34759/vst-2022-2-179-188.

METHODOLOGY OF ESTIMATION THE PARAMETERS PERMISSIBLE VALUES OF THE AERODYNAMIC AND INERTIAL ASYMMETRY OF THE MARTIAN PROBE

I. Bakry

*Samara National Research University,
Samara, Russian Federation*

A technique for estimating small permissible values of the parameters of the aerodynamic and inertial asymmetry of an unguided space probe in the rarefied layers of the Martian atmosphere

is considered. The desired estimate is presented as a region on the plane of asymmetry parameters. It is assumed that the spatial angle of attack during descent in the Martian atmosphere of the space probe takes small values. In this work, the region of admissible values of the asymmetry parameters of the space probe is determined, which ensures a non-resonant uncontrolled descent in the Martian atmosphere. In this case, the maximum values of the small aerodynamic and small inertial asymmetries of the space probe are calculated, at which its angular velocity does not reach resonance values. An algorithm is proposed for determining the region of admissible values of space probe asymmetry parameters, which ensures non-resonant motion in the Martian atmosphere. The results of numerical simulation confirm the reliability of the restrictions determined using the proposed method and imposed on the region of permissible values of the parameters of aerodynamic and inertial asymmetries.

Keywords: aerodynamic asymmetry, inertial asymmetry, generalized parameter, estimation of parameter values, non-resonant motion, Martian atmosphere.

References

- [1] Curiosity Rover. Available at: <https://www.jpl.nasa.gov/missions/mars-science-laboratory-curiosity-rover-msl> (accessed 01.11.2022).
- [2] Robotic exploration of Mars. Available at: <https://exploration.esa.int/web/mars/> (accessed 01.11.2022).
- [3] Aerospace vehicle Schiaparelli: The ExoMars entry, descent and landing module. Available at: <https://exploration.esa.int/web/mars/-/47852-entry-descent-and-landing-demonstrator-module> (accessed 02.11.2022).
- [4] Every mission to Mars ever. Available at: <https://www.planetary.org/space-missions/every-mars-mission> (accessed 03.11.2022).
- [5] Douglas I., Franklin O. D., Diane A., John G. W., George D. Mars Polar lander. USA, National Aeronautics and Space Administration, 1998, 65 p.
- [6] Aslanov V. S., Ledkov A. S. *Výbor formy KA, prednaznachennogo dlya spuska v razrezhennoj atmosfere Marsa* [Choosing the shape of a spacecraft designed for descent in the rarefied atmosphere of Mars] // Bulletin of the Samara State Aerospace University named after Academician S. P. Korolev, 2008, vol. 7, no. 1 (14), pp. 9–15. (In Russian)
- [7] Telitsyn V. A., Zhuravlev E. I. *Analiz segmental'no-konicheskikh form spuskaemykh apparatov* [Analysis of segmental conical shapes of descent vehicles] // Youth Scientific and Technical Bulletin, 2015, no. 12. (In Russian)
- [8] Kurkina E. V. Acceptable range parameters of asymmetry of spacecraft descending in the Martian atmosphere // Institute of Physics. Conference Series: Materials Science and Engineering, 2020, vol. 868. doi: 10.1088/1757-899X/868/1/012036.
- [9] Lyubimov V. V. *Vneshnyaya ustojchivost' rezonansov v dinamike poleta kosmicheskikh apparatov s maloj asimmetriej* [External stability of resonances in the dynamics of spacecraft flight with small asymmetry]. Samara, SSC RAS, 2013, 276 p. (In Russian)
- [10] Lyubimov V. V. Numerical simulation of the resonance effect during reentry into the atmosphere of a rigid body with low inertial and low aerodynamic asymmetries // Proceedings of ITNT-2015, Samara, 2015, pp. 198–210.
- [11] Lashin V. S. *Metodika ocenki parametrov asimmetrii pri proektirovanii spuskaemogo KA* [Methodology for estimating the parameters of asymmetry in the design of the descent spacecraft] // Aerospace MAI Journal, 2020, vol. 27, no. 1, pp. 100–107. doi: 10.34759/vst-2020-1-100-107. (In Russian)
- [12] Lyubimov V. V., Lashin V. S. External stability of a resonance during the descent of a spacecraft with a small variable asymmetry in the martian atmosphere // Advances in Space Research Journal, 2017, vol. 59, issue 6, pp. 1607–1613. doi: 10.1016/j.asr.2016.12.039.
- [13] Lashin V. S., Lyubimov V. V. *Issledovanie ustojchivosti ugla ataki pri spuske KA V atmosfere Marsa s maloj asimmetriej* [Investigation of the stability of the angle of attack during the descent of a spacecraft in the Martian atmosphere with a small asymmetry] // Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie, 2018, vol. 19, no. 5, pp. 355–359. doi: 10.17587/mau.19.355-359. (In Russian)
- [14] Zabolotnov Yu. M., Lyubimov V. V. *Vtorichnyj rezonansnyj effekt pri dvizhenii kosmicheskogo apparata v atmosfere* [Secondary resonance effect during spacecraft movement in the atmosphere] // Space research, 1998, vol. 36, no. 2, P. 214. (In Russian)
- [15] Bakry I., Lyubimov V. V. Application of the dynamic programming method to ensure of dual-channel optimal attitude control of an asymmetric spacecraft in a rarefied of atmosphere of Mars // Aerospace Systems, vol. 5, issue 2, pp. 213–221. doi: 10.1007/s42401-021-00112-y.
- [16] Elkin K. S., Kushchev V. N., Manko A. S., Mikhailov V. M. *Raschet vhoda v atmosferu Marsa desantnogo modulya proekta EkzoMars* [Calculation of the entry into the Martian atmosphere of the landing module of the ExoMars project] // Aerospace MAI Journal, 2014, vol. 21, no. 4, pp. 79–86. (In Russian)

- [17] Yaroshevsky V. A. *Dvizhenie neupravlyаемого tela v atmosfere* [Movement of the uncontrolled bodies in the atmosphere]. Moscow, Mechanical engineering, 1978, 168 p. (In Russian)
- [18] Bakri I. *Priblizhonnno-optimal'nyj diskretnyj zakon upravleniya spuskom kosmicheskogo apparata s asimetrij v atmosfere Marsa* [Approximate optimal discrete law of spacecraft descent control with asymmetry in the Martian atmosphere] // *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 2, pp. 179–188. doi: 10.34759/vst-2022-2-179-188. (In Russian)

Сведения об авторе

Бакри Ибрагим – аспирант Самарского национального исследовательского университета имени академика С. П. Королева. Область научных интересов: стабилизация и управление воздушными и космическими аппаратами.

ОСОБЕННОСТИ СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ ОДНОВРЕМЕННОГО ВСТРОЕННОГО КОНТРОЛЯ ДЕФОРМАЦИИ И ТЕМПЕРАТУРЫ КОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИМИ ДАТЧИКАМИ

М. Ю. Федотов

*Институт автоматики и электрометрии СО РАН,
г. Новосибирск, Российская Федерация*

В работе показана актуальность совершенствования существующих и создания новых эффективных методов неразрушающего контроля и технической диагностики высоконагруженных конструкций летательных аппаратов из полимерных композитных материалов для обеспечения безопасной эксплуатации. Рассмотрены подходы к созданию эффективных систем одновременного встроенного контроля деформаций и температуры конструкций из полимерных композитных материалов оптическим методом с использованием интегрированных волоконно-оптических датчиков на основе волоконных брэгговских решеток. Проанализирован мировой опыт создания подобных систем, методология неразрушающего контроля с учетом создания пространственной топологии волоконно-оптических датчиков в реальном изделии. Показано, что для решения данной задачи наиболее целесообразно применение метода двух оптических волокон, имеющих различную чувствительность к деформации и температуре, либо к одному из этих параметров. Представлены результаты экспериментальных исследований по одновременному контролю предложенным методом деформации и температуры конструктивно-подобного образца из углекомпозиата, перерабатываемого вакуумным способом из препрега. Установлено, что применение квадратичной модели оптического контроля конструктивно-подобных образцов из углекомпозиата позволяет повысить точность измерений деформации и температуры в сравнении с линейной моделью контроля. Подтверждено, что предложенная экспериментальная методика позволяет осуществлять одновременный контроль деформации и температуры конструктивно-подобных образцов из углекомпозиатов, при этом она может быть скорректирована и адаптирована под реальные условия эксплуатации конкретной конструкции.

Ключевые слова: система одновременного встроенного контроля, полимерный композитный материал, конструктивно-подобный образец, пространственная топология, волоконно-оптический датчик, волоконная брэгговская решетка, точность измерений.

Введение

Ключевым аспектом при создании новых и эксплуатации существующих изделий авиационно-космической техники является обеспечение безопасности эксплуатации [1]. Безопасность эксплуатации изделия – это комплексное понятие, распространяющееся как на конструкцию в целом, так и на все ее детали и узлы, если речь идет об обеспечении соответствия прочностных, ресурсных, эксплуатационных и иных параметров, значения которых регламентируются целым рядом

нормативных документов, например, нормами летной годности, указанными в «Авиационных правилах». При этом стоит отметить, что любая конструкция выполнена из конкретного материала, характеризующегося тем или иным комплексом свойств, что позволяет, сочетая такие материалы, получать необходимые характеристики конструкций, эксплуатирующихся в реальных условиях.

За последнее десятилетие для создания особо ответственных и высоконагруженных конструкций все шире начали применяться полимерные композитные материалы (ПКМ), сочетающие в себе высокие значения механических свойств и весовую эффективность в сравнении с традиционными металлическими материалами и сплавами [2; 3].

✉ fedotovmyu@gmail.com

Качество применяемых материалов и конструкций на их основе в значительной степени определяется методами неразрушающего контроля (НК) и технической диагностики [4], позволяющими в ходе выполнения входного контроля, периодических и регламентных работ выявить критические дефекты на ранней стадии, обеспечивая тем самым безопасную эксплуатацию.

Новым направлением диагностики конструкций из ПКМ является применение так называемых систем встроенного контроля [5] деформации и температуры, например, за счет интеграции в материал конструкции на стадии ее изготовления волоконно-оптических датчиков (ВОД) [6], в том числе на основе волоконных брэгговских решеток (ВБР) [7]. Подобные системы, в отличие от классических методов НК, позволяют осуществлять контроль деформации и температуры в режиме реального времени и сигнализировать о возникновении тех или иных внештатных ситуаций при превышении значений контролируемых параметров, обеспечивая в перспективе возможность эксплуатации по фактическому техническому состоянию [8; 9].

За рубежом термин «технология встроенного контроля» широко известен как Structural Health Monitoring (SHM) [10]. Особое внимание уделяется волоконно-оптическим системам встроенного контроля. Так, мировой рынок ВОД динамично развивается и суммарный оборот ВОД к концу 2023 года составит сумму более 1 млрд долларов США [11], что почти в 10 раз превышает уровень 2006 года.

Технологии встроенного контроля с использование ВОД на основе ВБР активно развиваются в таких известных компаниях, работающих в авиационной отрасли, как The Lockheed Martin Corporation (США) (например, модульный беспилотный летательный аппарат X-56, предназначенный для разведывательных целей), The Boeing Company (США) (например, штурмовик AV-8B Harrier), Airbus SE (Европейский союз) совместно с разработчиками ВОД и устройств их опроса – компаниями Luna Innovations (США), Epsilon Optics Limited (Великобритания), FBGS Technologies GmbH (Германия) и др.

Из открытых источников известно, что за последние годы за рубежом реализован целый ряд проектов в рассматриваемой области, в том числе комплексный европейский проект SARISTU (Smart Intelligent Aircraft Structures), выполненный совместно с ФАУ «ЦАГИ». В Российской Федерации данное направление также активно развивается в АО «ЦНИИССМ», ОКБ Сухого, АО «НЦВ им. М. Л. Миля и Н. И. Камова», АО «Композит», ООО НИЦ «ИРТ» и других компаниях совместно с ведущими техническими вузами, институтами Российской академии наук, а также разработчика-

ми отечественных волоконно-оптических систем встроенного контроля (ООО «Инверсия-Сенсор», ООО ИП «НЦВО – Фотоника» и др.).

Таким образом, анализируя информацию из открытых источников, стоит подчеркнуть, что данные технологии активно развиваются как в Российской Федерации, так и за рубежом, при этом достоверных сведений о серийном применении таких систем и особенностях их эксплуатации в реальных условиях нет, что, по-видимому, обусловлено спецификой применения для соответствующих конструкций.

Целью данной работы является разработка и реализация экспериментального метода одновременного встроенного контроля деформации и температуры конструкций из ПКМ с учетом особенностей формирования пространственной топологии ВОД на основе ВБР.

1. Подходы к созданию технологии одновременного встроенного контроля деформации и температуры композитных конструкций

В реальных условиях эксплуатации композитные конструкции зачастую находятся в сложнапряженном состоянии, при этом может также происходить одновременное воздействие температуры. С учетом этих обстоятельств необходимо создание эффективной технологии диагностики, позволяющей реализовать одновременный контроль как деформаций, так и температур в режиме реального времени. С учетом мирового опыта наиболее целесообразным видится создание волоконно-оптических систем встроенного контроля с использованием точечных и квази-распределенных ВОД на основе ВБР.

Так, в волоконной оптике существует целый ряд методов, позволяющих решать задачу одновременного измерения деформации и температуры, однако они не адаптированы для задачи контроля композитных конструкций. Среди них стоит выделить применение чирпированных ВБР [12], наклонных ВБР [13], суперструктурированных ВБР [14], ВБР, наложенных друг на друга по принципу суперпозиции [15], микроструктурированных ВБР [16]. Данные методы имеют целый ряд особенностей, которые нужно учитывать при создании систем встроенного контроля. Наиболее простым методом для решения рассматриваемой задачи является использование изолированного ВОД температуры, на показания которого не оказывают влияние механические воздействия. Это не всегда технически реализуемо на реальных конструкциях, поэтому не имеет широкого практического применения.

Наиболее эффективным методом видится использование метода двух волокон [17], заклю-

чающегося в том, что в качестве чувствительных элементов для точечных и квази-распределенных ВОД выступают ВБР, сформированные на разнолегируемых волоконных световодах (ВС), имеющих различную чувствительность к деформации и/или температуре.

С точки зрения метода двух волокон наиболее целесообразным видится последовательная топология ВОД в составе материала конструкции из ПКМ. Такая топология позволяет располагать массив ВОД в одной оптической линии и опрашивать их одним опросным устройством без использования дополнительных оптических волоконных компонентов. Таким образом, структурную оптическую схему расположения точечных ВОД на основе ВБР в составе квази-распределенной системы встроенного контроля ПКМ можно представить на рис. 1.

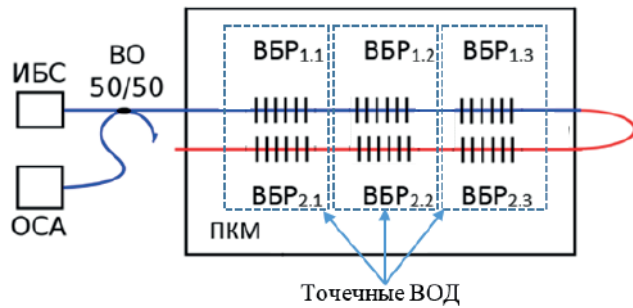


Рис. 1. Структурная оптическая схема расположения точечных ВОД на основе ВБР в составе квази-распределенной системы встроенного контроля ПКМ по методу двух волокон одним измерительным каналом: ИБС – источник белого света; ОСА – оптический спектроанализатор; ВО – волоконный ответвитель 50/50

На рис. 1 пунктиром обведены точечные ВОД, представляющие собой близкорасположенные ВБР, сформированные на разнолегируемых ВС. По 3 ВБР на каждом из разнолегируемых ВС приведены в качестве примера, их количество может быть увеличено в зависимости от спектрального диапазона опросного устройства. Эти ВС (условно красного и синего цветов), согласно схеме, соединяются между собой оптической сваркой вне ПКМ, что, с одной стороны, обеспечивает возможность их опроса одним измерительным каналом ОСА, с другой стороны, наличие незащищенного вывода ВС вне ПКМ не технологично с точки зрения механической обработки готового изделия. Возможной

$$\begin{cases} \Delta\lambda_B = K_\varepsilon \Delta\varepsilon + K_T \Delta T + K_{\varepsilon T} \Delta\varepsilon \Delta T \\ K_\varepsilon = K_{0\varepsilon} \cdot (1 + K_{1\varepsilon} \Delta\varepsilon) = K_{0\varepsilon} + K_{2\varepsilon} \Delta\varepsilon, & K_T = K_{0T} \cdot (1 + K_{1T} \Delta T) = K_{0T} + K_{2T} \Delta T \\ K_{0\varepsilon} = \frac{1}{\lambda_{B0}} \frac{\partial \lambda_B}{\partial \varepsilon}, K_{0T} = \frac{1}{\lambda_{B0}} \frac{\partial \lambda_B}{\partial T}, \\ K_{1\varepsilon} = \frac{1}{2\lambda_{B0} K_{0\varepsilon}} \frac{\partial^2 \lambda_B}{\partial \varepsilon^2}, K_{1T} = \frac{1}{2\lambda_{B0} K_{0T}} \frac{\partial^2 \lambda_B}{\partial T^2}, & K_{\varepsilon T} = \frac{1}{\lambda_{B0}} \left(\frac{\partial^2 \lambda_B}{\partial \varepsilon \partial T} \right) \end{cases} \quad (2)$$

модификацией схемы является расположение всего ВС в ПКМ, включая место сварки, однако, в этом случае, вследствие воздействия технологических режимов формования, а также особенностей схемы армирования ПКМ возможно механическое повреждение ВС в локальной области сварки.

С учетом этих особенностей целесообразно использовать альтернативную схему опроса (рис. 2).

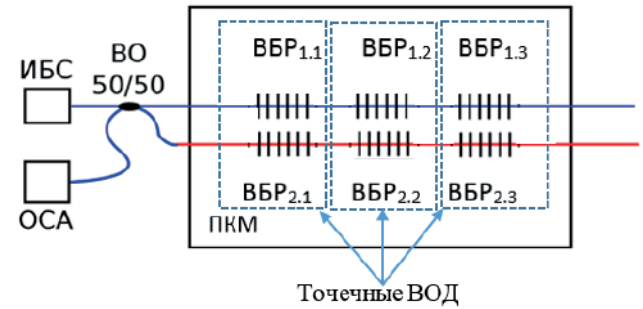


Рис. 2. Структурная оптическая схема опроса ВОД в составе ПКМ по методу двух волокон двумя параллельными измерительными каналами

Из рис. 2 видно, что сваривать ВС в рассматриваемом случае не требуется, так как данные поступают через ВО 50/50 из двух линий одновременно и регистрируются ОСА.

Приведем основные соотношения, поясняющие практическую реализацию метода двух волокон для одновременного встроенного контроля деформации и температуры.

Так, для ВБР справедливо условие фазового синхронизма [18]:

$$\lambda_B = 2n_{\text{эф}} \Lambda, \quad (1)$$

где λ_B – резонансная длина волны ВБР, нм; $n_{\text{эф}}$ – эффективный показатель преломления основной моды ВС; Λ – период ВБР, нм.

На практике для реализации систем встроенного контроля ПКМ с помощью ВОД на основе ВБР удобно пользоваться относительными величинами. Пусть

$$\Delta_B = \frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_{B0}},$$

где $\Delta\lambda_B$ – изменение значения исходной резонансной длины волны ВБР λ_{B0} , нм. Тогда, раскладывая (1) в ряд Тейлора с точностью до второго члена, получим квадратичную модель оптического контроля в виде [19]:

где $\Delta\varepsilon$ [мкм/м] и ΔT [°C] – изменения значений деформации и температуры соответственно; K_ε [мкм/м]⁻¹ и K_T [°C⁻¹] – коэффициенты чувствительности ВБР к деформации и температуре соответственно; $K_{\varepsilon T}$ [°C мкм/м]⁻¹ – перекрестный коэффициент чувствительности ВБР, характеризующий величину изменения температурной чувствительности при изменении деформации и наоборот; индексы 0 и 1 обозначают соответствующие линейные и нелинейные коэффициенты чувствительности к деформации и температуре, индекс 2 характеризует квадратичные коэффициенты чувствительности к деформации и температуре.

Говоря о контроле конструкций из ПКМ, стоит отметить, что, например, у углекомполитов практически отсутствует пластическая деформация, а материал с некоторым допущением работает в упругой зоне, поэтому с высокой достоверностью может использоваться линейная модель оптического контроля [20]. Однако, если изменение температуры варьируется в широких пределах (например, 80 °C и более), целесообразно применять квадратичную модель (2).

Таким образом, для реализации предлагаемого метода одновременного контроля конструкций из ПКМ необходимо использовать пару ВС, имеющих существенно отличные деформационные и/или температурные коэффициенты. Тогда (2) примет вид [21]:

$$\begin{pmatrix} \Delta_{B1} \\ \Delta_{B2} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} K_{\varepsilon 1} & K_{T1} \\ K_{\varepsilon 2} & K_{T2} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta\varepsilon \\ \Delta T \end{pmatrix} = \bar{K} \begin{pmatrix} \Delta\varepsilon \\ \Delta T \end{pmatrix}. \quad (3)$$

При постоянных коэффициентах \bar{K} (линейная модель оптического контроля) и $\det(\bar{K}) \neq 0$ уравнение (3) может быть решено аналитически:

$$\begin{pmatrix} \Delta\varepsilon \\ \Delta T \end{pmatrix} = \bar{K}^{-1} \begin{pmatrix} \Delta_{B1} \\ \Delta_{B2} \end{pmatrix}. \quad (4)$$

Обратная матрица в данном случае выражается уравнением:

$$\bar{K}^{-1} = \frac{1}{\det(\bar{K})} \begin{pmatrix} K_{T2} & -K_{T1} \\ -K_{\varepsilon 2} & K_{\varepsilon 1} \end{pmatrix}. \quad (5)$$

Из (5) видно, что при $\det(\bar{K}) \rightarrow 0$ погрешность в определении деформации и температуры существенно возрастает. Более строго этот вопрос формулируется при использовании числа обусловленности (Condition Number) Ω матрицы \bar{K} , которое является произведением норм прямой и обратной матриц и, в отличие от детерминанта, не имеет размерности и не зависит от используемых единиц измерения:

$$\Omega = \|\bar{K}\| \cdot \|\bar{K}^{-1}\|. \quad (6)$$

Число обусловленности показывает во сколько раз возрастает относительная погрешность при пересчете измеренных спектральных сдвигов резонансных длин волн ВБР в деформацию и тем-

пературу. Минимальное число обусловленности $\Omega = 1$ реализуется для единичной матрицы. К сожалению, для реальных конфигураций измерения в схемах с двумя ВБР число обусловленности матриц во много раз больше [22].

Таким образом, при использовании двух ВБР задача сводится к тому, чтобы спектральный отклик ВБР был существенно различен при изменении температуры или при приложении деформации, величину которой требуется измерить.

Конкретные виды деформаций конструкций из ПКМ, которые можно эффективно измерять с учетом одновременного температурного воздействия, используя различную топологию ВОД, подробно рассмотрены в [23].

2. Экспериментальные исследования и их обсуждение

Экспериментальные исследования по одновременному контролю деформации и температуры конструктивно-подобных образцов из ПКМ интегрированной квази-распределенной системой ВОД на основе ВБР проводились по следующей методике:

- выбиралась пара коммерчески доступных ВС, обладающих различной чувствительностью к температуре, при сравнительно близких значениях чувствительности по деформации. Так в качестве ВС, обладающего сравнительно низкой температурной чувствительностью, был выбран кварцевый ВС PS1250-125/250, легированный бором в акрилатном защитном покрытии диаметром 250 мкм. В качестве ВС, имеющего более высокую температурную чувствительность, был выбран кварцевый ВС SM1500P-125/15, легированный германием, в полиимидном защитном покрытии диаметром 150 мкм;

- с целью повышения механической стойкости выбранных ВС при интеграции в ПКМ формирование ВБР осуществлялось методом фемтосекундной записи без снятия защитных оболочек ВС. На каждый ВС было записано по 3 ВБР с геометрической длиной 2 мм на расстоянии 50 мм друг от друга;

- проводился раскрой препрега и выкладка заготовок конструктивно-подобных образцов для вакуумного формования углекомполита на основе среднемодульного углеродного жгута 24К и эпоксидного связующего согласно заданной схеме армирования для данного типа образцов. Заготовка представляла собой плоскую плиту 500×500×5 мм с квази-изотропной схемой армирования. Понятие конструктивно-подобный образец в рассматриваемом случае означает, что данный тип образца является фрагментом несущей обшивки крыла из ПКМ с эквивалентной толщиной и схемой армирования;

- осуществлялось формирование квази-распределенной системы ВОД на основе ВБР согласно структурной оптической схеме (рис. 2). Таким образом, выбранные ВС с ВБР выкладывались параллельно между слоями препрега, один из которых имел направление армирования $[0]_n$, другой – $[45]_n$, причем расстояние между ВС составляло 5 мм, а ВБР позиционировались вручную друг напротив друга, тем самым формируя массив точечных ВОД, состоящих из ВБР, сформированных на разнолегируемых ВС, расположенных сравнительно близко друг к другу. Вывод ВОД осуществлялся через поверхность с использованием фторопластовых трубок, обеспечивающих механическую целостность ВС в зоне ввода/вывода как в процессе изготовления конструктивно-подобных образцов, так и при механической обработке и проведении стендовых испытаний;

- осуществлялась финальная сборка пакета заготовки препрега, вывод ВОД через поверхность заготовки, закрепление выводов ВОД на антиадгезионной пленке, сборка вакуумного мешка, формование заготовки по штатному режиму для данного конструктивно-подобного образца из выбранного материала;

- проводилась механическая обработка отформованной заготовки и формирование конструктивно-подобных образцов (5 шт.) с интегрированными квази-распределенными ВОД на основе ВБР, сформированными на разнолегируемых ВС для обеспечения возможности одновременно контроля деформации и температуры;

- перед проведением стендовых механических испытаний конструктивно-подобных образцов с одновременным воздействием изменяющейся температуры в целях обеспечения корректности данных от системы встроенного контроля на основе квази-распределенных ВОД и механической целостности образцов в зоне захватов испытательной машины осуществлялась наклейка накладок из стеклотекстолита КАСТ-В толщиной 2 мм с помощью пленочного клея ВК-36;

- подготовленные конструктивно-подобные образцы поочередно помещались в захваты испытательной машины типа LFM-250, оснащенной термокамерой и экстензометром, выводы ВОД зачищались с помощью стриппера типа ЛС-375, осуществлялось скалывание зачищенных участков ВС при помощи скалывателя типа VF-77, после чего осуществлялась оптическая сварка подготовленных выводов ВОД с пигтейлами, оконцованными разъемами FC/APC, и защита места сварки с помощью соответствующего комплекта защиты для сварки. Пара пигтейлов, приваренных к выводам ВОД, с помощью разъемов подсоединялась к устройству опроса ВОД ASTRO A312 (Российская Федерация, г. Пермь) с разрешени-

ем по длине волны 1 пм, которое, в свою очередь, подключалось к персональному компьютеру (ПК) с установленным программным обеспечением (ПО) Astrosoft;

- проводился процесс калибровки, в ходе которого экспериментально определялись соответствующие линейные и нелинейные коэффициенты чувствительности к деформации и температуре $K_{0\epsilon}$, $K_{2\epsilon}$, K_{0T} , K_{2T} , $K_{\epsilon T}$ для всех интегрированных ВОД на основе ВБР;

- проводились стендовые испытания конструктивно-подобных образцов (5 шт.) с одновременной регистрацией данных от интегрированной квази-распределенной системы на основе ВОД. В ходе испытаний образцы выдерживали при температурах +30, +55, +80, +100 и +120 °С. При каждой температуре производился цикл нагрузки-разгрузки на статическое растяжение-сжатие до 2,5 кН с шагом 0,5 кН. Смещения длин волн ВБР измерялись с частотой 1 Гц;

- определялась погрешность измерений деформации и температуры конструктивно-подобного образца из углекомпозиата методом двух волокон для выбранной пары ВС.

Структурная схема проведения эксперимента показана на рис. 3.

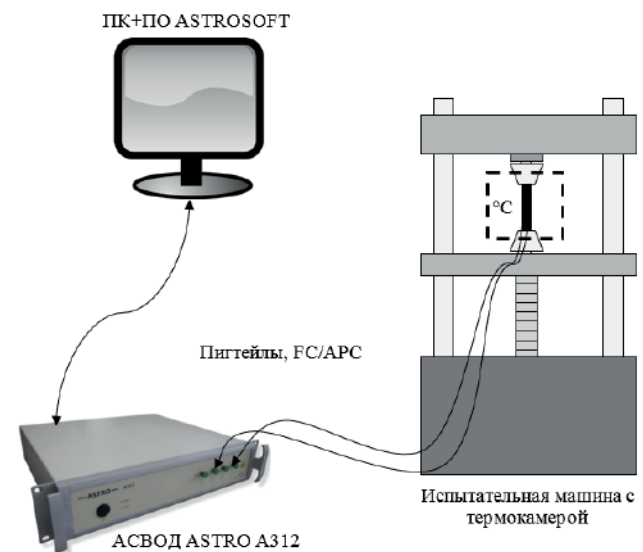


Рис. 3. Структурная схема проведения эксперимента

На рис. 4 представлены спектры отражения ВБР, интегрированных в конструктивно-подобный образец из углекомпозиата. Спектры отражения (амплитудно-частотные характеристики) ВБР обведены рамками.

В полученных спектрах наблюдается высокий уровень боковых лепестков, обусловленный особенностями метода фемтосекундной записи ВБР. Как видно из рис. 4, после интеграции в конструктивно-подобный образец форма спектра ВБР не претерпела существенных изменений, что позволило определять положения пиков ВБР,

используя стандартные алгоритмы. ВБР в волокне SMP1500P (зеленые) имеют малые потери на рассеяние. ВБР в волокне PS1250 (красные) наоборот имеют большие потери, предположительно на рассеяние, что подтверждается убыванием интенсивности от пика к пику. Это, по-видимому, обусловлено участием оболочечных мод в формировании спектра отражения.

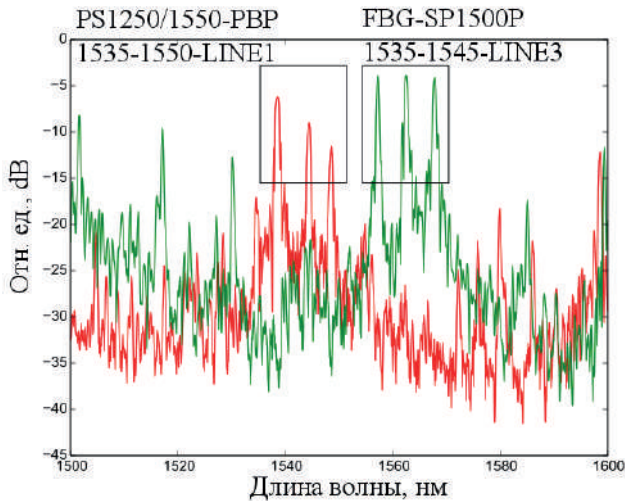


Рис. 4. Спектры отражения ВБР в составе конструктивно-подобного образца из углекомпозиата

В результате эксперимента получены смещения резонансных длин волн ВБР, интегрированных в конструктивно-подобный образец из углекомпозиата. Так, было установлено, что ВБР, записанные в ВС PS1250-125/250, имеют большую чувствительность к температуре, чем ВБР в ВС SM1500P-125/150. Такое увеличение чувствительности ВБР в ВС PS1250, по-видимому, обусловлено влиянием эффекта многомодовой интерференции, т. е. оболочечных мод, при этом показатель преломления под воздействием температуры изменяется сильнее благодаря фемтомодификации сердцевинки ВС.

Также экспериментально установлено, что ВБР, записанные в ВС SM1500P-125/150, имеют большую чувствительность к деформации. Это, в свою очередь, обусловлено тем, что полиимидное защитное покрытие данного ВС имеет лучшую адгезию с полимерной матрицей углекомпозиата и, вследствие этого обстоятельства, лучше передает деформацию. При этом с ростом температуры данные квази-распределенных ВОД существенно расходятся, что, возможно, связано с разной степенью влияния оболочечных мод на коэффициенты чувствительности. Косвенно на это указывает тот факт, что для ВС PS1250 расхождение больше, чем для ВС SM1500P.

Экспериментальные исследования по одновременному контролю деформации и температуры конструктивно-подобных образцов с оценкой погрешности метода двух волокон ($\delta\epsilon$, δT) для вы-

бранной пары ВС с ВБР проводились как с помощью линейной модели:

$$\begin{cases} \Delta\lambda_{0B1} = (K_{0\epsilon})_1 \Delta\epsilon + (K_{0T})_1 \Delta T \\ \Delta\lambda_{0B2} = (K_{0\epsilon})_2 \Delta\epsilon + (K_{0T})_2 \Delta T \end{cases} \quad (7)$$

так и с помощью квадратичной модели оптического контроля, учитывающей как квадратичные члены, так и перекрестную чувствительность:

$$\begin{cases} \Delta\lambda_{2B1} = (K_{0\epsilon})_1 \Delta\epsilon + (K_{0T})_1 \Delta T + (K_{2\epsilon})_1 \Delta\epsilon^2 + \\ \quad + (K_{\epsilon T})_1 \Delta\epsilon \Delta T + (K_{2T})_1 \Delta T^2 \\ \Delta\lambda_{2B2} = (K_{0\epsilon})_2 \Delta\epsilon + (K_{0T})_2 \Delta T + (K_{2\epsilon})_2 \Delta\epsilon^2 + \\ \quad + (K_{\epsilon T})_2 \Delta\epsilon \Delta T + (K_{2T})_2 \Delta T^2 \end{cases} \quad (8)$$

Результаты экспериментальных исследований, полученные с помощью линейной модели для одного из конструктивно-подобных образцов, приведены в табл. 1 и на рис. 5.

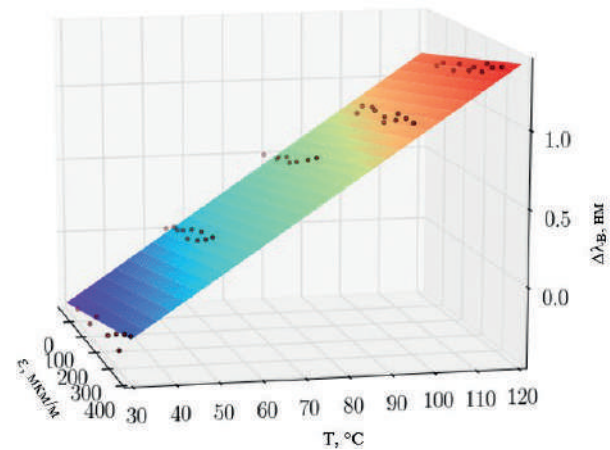


Рис. 5. Поле смещений длины волн ВБР от деформации и температуры (линейная модель)

Анализируя полученные результаты контроля, стоит отметить, что полученные значения погрешностей довольно высокие. В целях снижения значений погрешности контроля измеряемых параметров была применена квадратичная модель оптического контроля.

Результаты экспериментальных исследований, полученные с помощью квадратичной модели оптического контроля для того же конструктивно-подобного образца, приведены в табл. 2 и на рис. 6.

Анализируя полученные результаты одновременного контроля деформации и температуры конструктивно-подобного образца, стоит отметить, что для выбранной пары ВС (PS1250-125/250 и SM1500P-125/150) погрешность определения деформации и температуры составила (2,1–3,6) °C и (42–114) мкм/м в диапазонах (30–120) °C и (0–400) мкм/м, соответственно. Полученные экспериментальные данные хорошо соотносятся с ранее полученными данными [24], что говорит о достоверности результатов контроля.

Таблица 1

Результаты оптического контроля по линейной модели

№ п/п	PS1250-125/250	SM1500P-125/150
1	$(K_{0\epsilon})_1 = 0,52 \text{ пм} \cdot (\text{мкм}/\text{м})^{-1}$	$(K_{0\epsilon})_2 = 0,12 \text{ пм} \cdot (\text{мкм}/\text{м})^{-1}$
2	$(K_{0T})_1 = 18,32 \text{ пм}/^\circ\text{C}$	$(K_{0T})_2 = 11,38 \text{ пм}/^\circ\text{C}$
3	Погрешности измерений: $\delta\epsilon_{\text{cp}} = 120,5 \text{ мкм}/\text{м}$, $\delta T_{\text{cp}} = 5,6 \text{ }^\circ\text{C}$	

Таблица 2

Результаты оптического контроля по квадратичной модели

№ п/п	BC PS1250-125/250	BC SM1500P-125/150
1	$(K_{0\epsilon})_1 = 0,43 \text{ пм} \cdot (\text{мкм}/\text{м})^{-1}$	$(K_{0\epsilon})_2 = 0,11 \text{ пм} \cdot (\text{мкм}/\text{м})^{-1}$
2	$(K_{2\epsilon})_1 = 0,15 \cdot 10^{-3} \text{ пм} \cdot (\text{мкм}/\text{м})^{-2}$	$(K_{2\epsilon})_2 = -0,23 \cdot 10^{-3} \text{ пм} \cdot (\text{мкм}/\text{м})^{-2}$
3	$(K_{0T})_1 = 22,38 \text{ пм}/^\circ\text{C}$	$(K_{0T})_2 = 17,02 \text{ пм}/^\circ\text{C}$
4	$(K_{2T})_1 = -5,4 \cdot 10^{-2} \text{ пм}/^\circ\text{C}^2$	$(K_{2T})_2 = -8,1 \cdot 10^{-2} \text{ пм}/^\circ\text{C}^2$
5	$(K_{\epsilon T})_1 = 1,6 \cdot 10^{-3} \text{ пм}/(^\circ\text{C} \cdot (\text{мкм}/\text{м}))$	$(K_{\epsilon T})_2 = 4,4 \cdot 10^{-3} \text{ пм}/(^\circ\text{C} \cdot (\text{мкм}/\text{м}))$
6	Погрешности измерений: $\delta\epsilon_{\text{cp}} = 78 \text{ мкм}/\text{м}$, $\delta T_{\text{cp}} = 2,9 \text{ }^\circ\text{C}$	

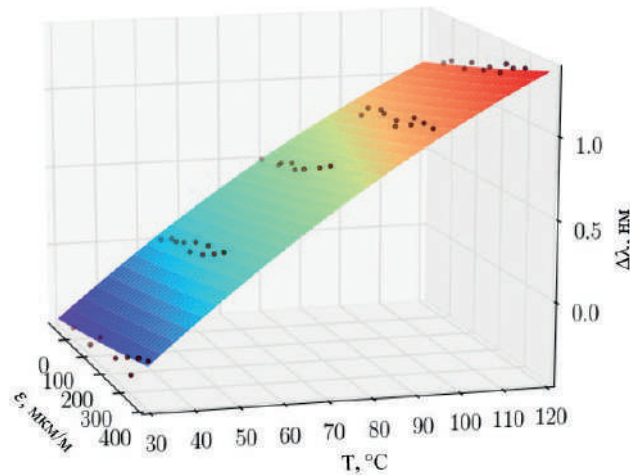


Рис. 6. Поле смещений длины волны ВБР от деформации и температуры (квадратичная модель)

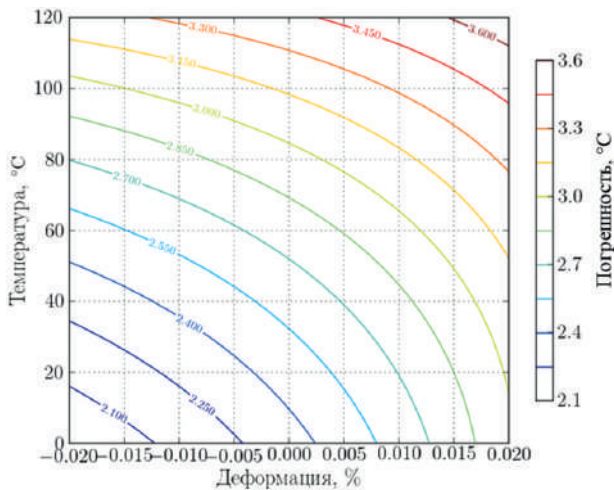


Рис. 7. Погрешность измерения температуры методом двух волокон (квадратичная модель)

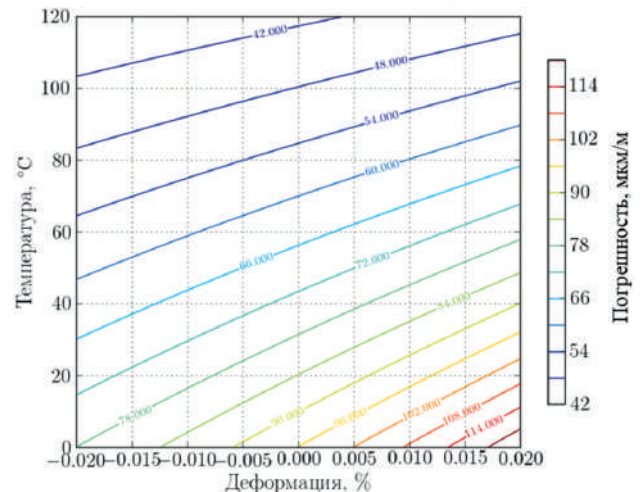


Рис. 8. Погрешность деформации методом двух волокон (квадратичная модель)

Дополнительно стоит отметить, что использование квадратичной модели оптического контроля позволяет повысить точность определения деформации и температуры в 1,5–2,0 раза в сравнении с линейной моделью.

Заключение

Применение волоконно-оптических систем встроенного контроля перспективных изделий авиационно-космической техники из ПКМ является эффективным инструментом обеспечения безопасности эксплуатации, в перспективе – по техническому состоянию в режиме реального времени.

В общем случае на реальную конструкцию воздействуют как механические, так и тепловые нагрузки, поэтому целесообразным видится создание эффективной системы встроенного контроля, обеспечивающей возможность измерения деформации и температуры в режиме реального времени. По результатам анализа научно-технической информации из открытых источников наиболее

целесообразным видится создание подобных систем на основе метода двух волокон, имеющих различную чувствительность хотя бы к одному из измеряемых параметров.

По результатам проведения экспериментальных исследований разработана экспериментальная методика по одновременному контролю деформации и температуры конструктивно-подобных образцов из углекомпозиата, подтверждающая эффективность предложенных технических решений, при этом установлено, что для повышения достоверности результатов контроля целесообразно применять квадратичную модель оптического контроля.

Важным фактором, коренным образом влияющим на достоверность контроля, является обеспечение существенного различия коэффициентов чувствительности ВС с ВБР к деформациям и температурам, определяющимся числом обусловленности. Это обстоятельство требует проведения дополнительных экспериментальных исследований.

Список литературы

- [1] Кокарев А. С., Птушкин А. И., Марченко М. А. Обеспечение безопасности космической деятельности НАСА // *Информация и космос*. 2016. № 4. С. 172–180.
- [2] Ковтунов С. С., Насонов Ф. А. Разработка материала ПКМ со сверхмалой концентрацией ОУНТ с целью повышения усталостных характеристик для применения в сверхзвуковом пассажирском самолете нового поколения // *Тезисы I Международной научно-технической конференции «Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения»*. М. 2022. С. 56–58.
- [3] Гуняева А. Г., Курносоев А. О., Гуляев И. Н. Высокотемпературные полимерные композиционные материалы, разработанные во ФГУП «ВИАМ», для авиационно-космической техники: прошлое, настоящее, будущее (обзор) // *ТРУДЫ ВИАМ*. 2021. № 1 (95). С. 43–53. doi: 10.18577/2307-6046-2021-0-1-43-53.
- [4] Козельская С. О., Акимов Д. А., Андреев А. С., Будадин О. Н., Котельников В. В. Применение глубинных нейронных сетей на основе паллитивного анализа в условиях неполной информации оптико-теплого и электрического неразрушающего контроля для прогнозирования предельного ресурса эксплуатации конструкций из композитных материалов // *Контроль. Диагностика*. 2021. Т. 24. № 3 (273). С. 4–15. doi: 10.14489/td.2021.03.pp.004-015.
- [5] Железина Г. Ф., Сиваков Д. В., Гуляев И. Н. Встроенный контроль: от датчиков до информкомпозиатов // *Авиационная промышленность*. 2008. № 3. С. 46–50.
- [6] Хабаров С. С., Комшин А. С. Применение волоконно-оптической измерительной технологии и фазохронометрического метода для контроля и мониторинга технического состояния конструкций летательных аппаратов // *Измерительная техника*. 2021. № 2. С. 49–56. doi: 10.32446/0368-1025it.2021-2-49-56.
- [7] Анискович В. А., Будадин О. Н., Заикина Н. Л., Кутюрин В. Ю., Муханова Т. А., Разин А. Ф., Соловей А. В., Водопьянов В. А. Измерение деформаций с использованием волоконно-оптических датчиков в процессе прочностных испытаний анизотропных конструкций из композиционных материалов // *Контроль. Диагностика*. 2018. № 7. С. 44–49. doi: 10.14489/td.2018.07.pp.044-049.
- [8] Свирский Ю. А., Трунин Ю. П., Панков А. В., Зайцев М. Д., Фагалов В. Ф. Бортовые системы мониторинга (БСМ) и перспективы применения в них волоконно-оптических датчиков // *Композиты и наноструктуры*. 2017. Т. 9. № 1 (33). С. 35–44.
- [9] Баутин А. А., Свирский Ю. А., Панков А. В., Воронков Р. В. Способы применения волоконно-оптических датчиков деформаций в системах мониторинга // *Прикладная фотоника*. 2018. Т. 5. № 4. С. 391–407. doi: 10.15593/2411-4367/2018.4.07.
- [10] Kinet D., Megret P., Goossen K. W., Liang Q., Heider D., Caucheteur Ch. Fiber bragg grating sensors toward structural health monitoring in composite materials: challenges and solutions // *Sensors*. 2014. vol. 14. no. 4. pp. 7394–7419. doi: 10.3390/s140407394.

- [11] Bado M. F., Casas J. R. A Review of Recent Distributed Optical Fiber Sensors Applications for Civil Engineering Structural Health Monitoring // *Sensors*. 2021. vol. 21. no. 5. doi: 10.3390/s21051818.
- [12] Frazao O., Melo M., Marques P. V. S., Santos J. L. Chirped Bragg grating fabricated in fused fibre taper for strain–temperature discrimination // *Measurement Science and Technology*. 2005. vol. 16. no. 4. pp. 984–988. doi: 10.1088/0957-0233/16/4/010.
- [13] Chehura E., James S. W., Tatam R. P. Temperature and strain discrimination using a single tilted fibre Bragg grating // *Optics Communications*. 2007. vol. 275. issue 2. pp. 344–347. doi: 10.1016/J.OPTCOM.2007.03.043.
- [14] Guan B. O., Tam H. Y., Tao X. M., Dong X. Y. Simultaneous strain and temperature measurement using a superstructure fiber Bragg grating // *IEEE Photonics Technology Letters*. 2000. vol. 12. no. 6. pp. 675–677.
- [15] Demirel M., Robert L., Molimard J., Vautrin A., Orteu J.-J. Strain and Temperature Discrimination and Measurement Using Superimposed Fiber Bragg Grating Sensor // *Proceedings of the international conference «Experimental Analysis of Nano and Engineering Materials and Structures»*. 2007. pp. 639–640. doi: 10.1007/978-1-4020-6239-1_317.
- [16] Wu C., Zhang Y., Guan B.-O. Simultaneous measurement of temperature and hydrostatic pressure using Bragg gratings in standard and grapefruit microstructured fibers // *IEEE Sensors Journal*. 2011. vol. 11. no. 2. pp. 489–492. doi: 10.1109/JSEN.2010.2068045.
- [17] Sivanesan P., Sirkis J. S., Murata Yo., Buckley S. G. Optimal wavelength pair selection and accuracy analysis of dual fiber grating sensors for simultaneously measuring strain and temperature // *Optical Engineering*. 2002. vol. 41. no. 10. pp. 2456–2463. doi: 10.1364/AO.47.001668.
- [18] Kogelnik H. *Theory of optical-waveguides in guided wave optoelectronics; Part of the Springer Series in Electronics and Photonics book series (SSEP)*. Springer-Verlag, Berlin. 1988. vol. 26. pp. 7–88.
- [19] Федотов М. Ю., Будадин О. Н., Козельская С. О. Математическое моделирование и экспериментальные результаты контроля ПКМ волоконно-оптическими датчиками с учетом воздействия факторов, имитирующих реальные условия эксплуатации // *Контроль. Диагностика*. 2019. № 4. С. 12–19. doi: 10.14489/td.2019.04.pp.012-019.
- [20] Федотов М. Ю., Гончаров В. А., Шиенок А. М., Сорокин К. В. Исследование изгибных деформаций углепластика оптоволоконными сенсорами на брэгговских решетках // *Вопросы материаловедения*. 2013. № 2 (74). С. 139–147.
- [21] Kalli K., Simpson A. G., Zhou K., Zhang L., Bennion I. Tailoring the temperature and strain coefficients of Type I and Type IA dual grating sensors – the impact of hydrogenation conditions // *Measurement Science and Technology*. 2006. vol. 17. no. 5. P. 949. doi: 10.1088/0957-0233/17/5/S02.
- [22] Haran F. M., Rew J. K., Foote P. D. A Fiber Bragg grating strain gauge rosette with temperature compensation // *Proceedings of the SPIE*. 1998. vol. 3330. pp. 220–230. doi: 10.1117/12.316977.
- [23] Budadin O., Vavilov V., Fedotov M., Vasiliev S., Gnusin P., Kozelskaya S., Kuimova M. Theoretical and Experimental Studies of Structural Health Monitoring of Carbon Composites with Integrated Optical Fiber Sensors Based on Fiber Bragg Gratings // *Journal of Nondestructive Evaluation*. 2021. vol. 40. no. 4. doi: 10.1007/s10921-021-00822-5.
- [24] Shishkin V. V., Terentyev V. S., Kharenko D. S., Dostovalov A. V., Wolf A. A., Simonov V. A., Fedotov M. Yu., Shienok A. M., Shelemba I. S., Babin S. A. Experimental method of temperature and strain discrimination in polymer composite material by embedded fiber-optic sensors based on femtosecond-inscribed FBGs // *Journal of Sensors*. 2016. vol. 2016. doi: 10.1155/2016/3230968.

FEATURES OF CREATING A SYSTEM OF SIMULTANEOUS BUILT-IN TESTING OF DEFORMATION AND TEMPERATURE OF COMPOSITE STRUCTURES BY FIBER-OPTIC SENSORS

M. Yu. Fedotov

*Institute of Automation and Electrometry of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences,
Novosibirsk, Russian Federation*

This article describes the relevance of improving existing and creating new effective methods of non-destructive testing and technical diagnostics of highly loaded aircraft structures made of polymer composite materials to ensure safe operation. Approaches to the creation of efficient

systems for the simultaneous embedded testing of deformations and temperature of structures made of polymer composite materials by an optical method using embedded fiber-optic sensors based on fiber Bragg gratings are considered. The world experience in creating such systems, the methodology of non-destructive testing are analyzed, taking into account the creation of a spatial topology of fiber-optic sensors in a real product. It is shown that to solve this problem, it is most expedient to use the method of two optical fibers with different sensitivity to deformation and temperature, or to one of these parameters. The results of experimental studies on the simultaneous control by the proposed method of deformation and temperature of a structurally similar sample from a carbon composite processed by a vacuum method from a prepreg are presented. It has been established that the use of a quadratic model for optical control of structurally similar samples of carbon composite makes it possible to increase the accuracy of deformation and temperature measurements in comparison with the linear control model. It is confirmed that the proposed experimental technique allows for simultaneous control of deformation and temperature of structurally similar samples from carbon composites, while it can be adjusted and adapted to the actual operating conditions of a particular structure.

Keywords: simultaneous embedded testing system, polymer composite material, structurally similar sample, spatial topology, fiber-optic sensor, fiber Bragg grating, measurement accuracy.

References

- [1] Kokarev A. S., Ptushkin A. I., Marchenko M. A. *Obespechenie bezopasnosti kosmicheskoy deyatel'nosti NASA* [Ensuring the safety of NASA space activities] // Information and Space, 2016, no. 4, pp. 172–180. (In Russian)
- [2] Kovtunov S. S., Nasonov F. A. *Razrabotka materiala PKM so sverhmaloj koncentraciej OUNT s cel'yu povysheniya ustalostnykh karakteristik dlya primeneniya v sverhzvukovom passazhirskom samolete novogo pokoleniya* [Development of a PCM material with an ultra-low SWCNT concentration in order to improve fatigue characteristics for use in a new generation supersonic passenger aircraft] // Theses of the I International scientific-technical conference «Skorostnoj transport budushchego: perspektivy, problemy, resheniya», Moscow, 2022, pp. 56–58. (In Russian)
- [3] Gunyaeva A. G., Kurnosov A. O., Gulyaev I. N. *Vysokotemperaturnye polimernye kompozicionnye materialy, razrabotannye vo FGUP «VIAM», dlya aviacionno-kosmicheskoy tekhniki: proshloe, nastoyashchee, budushchee (obzor)* [High-temperature polymer composite materials developed FSUE «VIAM» for aerospace engineering: past, present and future (review)] // Proceedings of VIAM, 2021, no. 1 (95), pp. 43–53. doi: 10.18577/2307-6046-2021-0-1-43-53. (In Russian)
- [4] Kozelskaya S. O., Akimov D. A., Andreev A. S., Budadin O. N., Kotelnikov V. V. *Primenenie glubinyh neyronnyh setej na osnove pallitivnogo analiza v usloviyah nepolnoj informacii optiko-teplovogo i elektricheskogo nerazrushayushchego kontrolya dlya prognozirovaniya predel'nogo resursa ekspluatatsii konstrukcij iz kompozitnykh materialov* [Application of deep neural networks based on palliative analysis under conditions of incomplete information of optical thermal and electric nondestructive testing for prediction of the limit resource of operation of construction] // Testing. Diagnostics, 2021, vol. 24, no. 3 (273), pp. 4–15. doi: 10.14489/td.2021.03.pp.004-015. (In Russian)
- [5] Zhelezina G. F., Sivakov D. V., Gulyaev I. N. *Vstroennyj kontrol': ot datchikov do informkompozitov* [Built-in control: from sensors to information composites] // Aviation Industry, 2008, no. 3, pp. 46–50. (In Russian)
- [6] Khabarov S. S., Komshin A. S. *Primenenie volokonno-opticheskoy izmeritel'noj tekhnologii i fazhronometricheskogo metoda dlya kontrolya i monitoringa tekhnicheskogo sostoyaniya konstrukcij letatel'nykh apparatov* [Application of fiber-optic measuring technology and phase-chronometric method for control and monitoring of technical condition of aircraft structures] // Measurement Techniques, 2021, no. 2, pp. 49–56. doi: 10.32446/0368-1025it.2021-2-49-56. (In Russian)
- [7] Aniskovich V. A., Budadin O. N., Zaikina N. L., Kutyurin V. Yu., Mukhanova T. A., Razin A. F., Solovei A. V., Vodopyanov V. A. *Izmerenie deformacij s ispol'zovaniem volokonno-opticheskikh datchikov v processe prochnostnykh ispytaniy anizogridnykh konstrukcij iz kompozicionnykh materialov* [Measurement of strains using fiber-optic sensors during strength testing of anisogrid composite structures] // Testing. Diagnostics, 2018, no. 7, pp. 44–49. doi: 10.14489/td.2018.07.pp.044-049. (In Russian)
- [8] Svirskiy Yu. A., Trunin Yu. P., Pankov A. V., Zaytsev M. D., Fagalov V. F. *Bortovye sistemy monitoringa (BSM) i perspektivy primeneniya v nih volokonno-opticheskikh datchikov* [Health monitoring systems (HMS) and perspectives to use fiber bragg strain gages in HMS] // Composites and nanostructures, 2017, vol. 9, no. 1 (33), pp. 35–44. (In Russian)
- [9] Bautin A. A., Svirsky Yu. A., Pankov A. V., Voronkov R. V. *Sposoby primeneniya volokonno-opticheskikh datchikov deformacij v sistemah monitoringa* [Methods of using fiber Bragg grating strain sensors in monitoring systems] // Applied photonics, 2018, vol. 5, no. 4, pp. 391–407. doi: 10.15593/2411-4367/2018.4.07. (In Russian)

- [10] Kinet D., Megret P., Goossen K. W., Liang Q., Heider D., Caucheteur Ch. Fiber bragg grating sensors toward structural health monitoring in composite materials: challenges and solutions // *Sensors*, 2014, vol. 14, no. 4, pp. 7394–7419. doi: 10.3390/s140407394.
- [11] Bado M. F., Casas J. R. A Review of Recent Distributed Optical Fiber Sensors Applications for Civil Engineering Structural Health Monitoring // *Sensors*, 2021, vol. 21, no. 5. doi: 10.3390/s21051818.
- [12] Frazao O., Melo M., Marques P. V. S., Santos J. L. Chirped Bragg grating fabricated in fused fibre taper for strain–temperature discrimination // *Measurement Science and Technology*, 2005, vol. 16, no. 4, pp. 984–988. doi: 10.1088/0957-0233/16/4/010.
- [13] Chehura E., James S. W., Tatam R. P. Temperature and strain discrimination using a single tilted fibre Bragg grating // *Optics Communications*, 2007, vol. 275, issue 2, pp. 344–347. doi: 10.1016/J.OPTCOM.2007.03.043.
- [14] Guan B. O., Tam H. Y., Tao X. M., Dong X. Y. Simultaneous strain and temperature measurement using a superstructure fiber Bragg grating // *IEEE Photonics Technology Letters*, 2000, vol. 12, no. 6, pp. 675–677.
- [15] Demirel M., Robert L., Molimard J., Vautrin A., Orteu J.-J. Strain and Temperature Discrimination and Measurement Using Superimposed Fiber Bragg Grating Sensor // *Proceedings of the international conference «Experimental Analysis of Nano and Engineering Materials and Structures»*, 2007, pp. 639–640. doi: 10.1007/978-1-4020-6239-1_317.
- [16] Wu C., Zhang Y., Guan B.-O. Simultaneous measurement of temperature and hydrostatic pressure using Bragg gratings in standard and grapefruit microstructured fibers // *IEEE Sensors Journal*, 2011, vol. 11, no. 2. pp. 489–492. doi: 10.1109/JSEN.2010.2068045.
- [17] Sivanesan P., Sirkis J. S., Murata Yo., Buckley S. G. Optimal wavelength pair selection and accuracy analysis of dual fiber grating sensors for simultaneously measuring strain and temperature // *Optical Engineering*, 2002, vol. 41, no. 10, pp. 2456–2463. doi: 10.1364/AO.47.001668.
- [18] Kogelnik H. *Theory of optical-waveguides in guided wave optoelectronics; Part of the Springer Series in Electronics and Photonics book series (SSEP)*. Springer-Verlag, Berlin, 1988, vol. 26, pp. 7–88.
- [19] Fedotov M. Yu., Budadin O. N., Kozel'skaya S. O. *Matematicheskoe modelirovanie i eksperimental'nye rezul'taty kontrolya PKM volokonno-opticheskimi datchikami s uchetom vozdeystviya faktorov, imitiruyushchih real'nye usloviya ekspluatatsii* [Mathematical modeling and experimental results of control of pcm by fiber-optic sensors taking into account the influence of factors simulating real operating conditions] // *Testing. Diagnostics*, 2019, no. 4, pp. 12–19. doi: 10.14489/td.2019.04.pp.012-019. (In Russian)
- [20] Fedotov M. Yu., Goncharov V. A., Shienok A. M., Sorokin K. V. *Issledovanie izgibnyh deformacij ugleplastika optovolonnyimi sensorami na breggovskih reshetkah* [Investigation of bending deformations of carbon fiber with fiber-optic sensors on Bragg gratings] // *Voprosy materialovedeniya*, 2013, no. 2 (74), pp. 139–147. (In Russian)
- [21] Kalli K., Simpson A. G., Zhou K., Zhang L., Bennion I. Tailoring the temperature and strain coefficients of Type I and Type IA dual grating sensors – the impact of hydrogenation conditions // *Measurement Science and Technology*, 2006, vol. 17, no. 5, P. 949. doi: 10.1088/0957-0233/17/5/S02.
- [22] Haran F. M., Rew J. K., Foote P. D. A Fiber Bragg grating strain gauge rosette with temperature compensation // *Proceedings of the SPIE*, 1998, vol. 3330, pp. 220–230. doi: 10.1117/12.316977.
- [23] Budadin O., Vavilov V., Fedotov M., Vasiliev S., Gnusin P., Kozelskaya S., Kuimova M. Theoretical and Experimental Studies of Structural Health Monitoring of Carbon Composites with Integrated Optical Fiber Sensors Based on Fiber Bragg Gratings // *Journal of Nondestructive Evaluation*, 2021, vol. 40, no. 4. doi: 10.1007/s10921-021-00822-5.
- [24] Shishkin V. V., Terentyev V. S., Kharenko D. S., Dostovalov A. V., Wolf A. A., Simonov V. A., Fedotov M. Yu., Shienok A. M., Shelemba I. S., Babin S. A. Experimental method of temperature and strain discrimination in polymer composite material by embedded fiber-optic sensors based on femtosecond-inscribed FBGs // *Journal of Sensors*, 2016, vol. 2016. doi: 10.1155/2016/3230968.

Сведения об авторе

Федотов Михаил Юрьевич – кандидат технических наук, главный конструктор проекта, действительный член Российской инженерной академии, Международной инженерной академии, Российского общества по неразрушающему контролю и технической диагностике. Место работы: Институт автоматики и электрометрии Сибирского отделения Российской академии наук. Окончил Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана в 2009 году. Область научных интересов: волоконно-оптические системы контроля напряженно-деформированного состояния и диагностики конструкций авиационно-космической техники из полимерных композитных материалов.

ORCID: 0000-0002-2571-7767

ОПТИМИЗАЦИЯ СХЕМЫ ВЫВЕДЕНИЯ ГЕОСТАЦИОНАРНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ FALCON-9

Паинг Сое Ту У

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

Рассматривается комбинированная схема перелета, в рамках которой ракета-носитель Falcon 9 выводит космический аппарат на эллиптическую промежуточную орбиту с космодрома на мысе Канаверал. В процессе проведения анализа задачи фиксируется значение высоты перигея и наклонение промежуточной орбиты, а высота апогея промежуточной орбиты варьируется. После отделения от последней ступени ракеты-носителя космический аппарат осуществляет перелет на геостационарную орбиту с использованием электроракетной двигательной установки. На этапе выведения космического аппарата с промежуточной орбиты на геостационарную орбиту с использованием электроракетной двигательной установки рассматривается задача минимизации массы рабочего топлива многовиткового межорбитального перелета. Число витков и высота апогея промежуточной орбиты варьируются с целью анализа влияния этих параметров на длительность перелета и доставляемую массу космического аппарата на геостационарную орбиту. Основной целью данной работы является вычисление оптимальных значений высоты апогея промежуточной орбиты и оптимальных значений числа витков, обеспечивающих за заданное время Δt^* доставку максимальной массы космического аппарата на геостационарную орбиту. Для решения задачи оптимизации применяется принцип максимума Понтрягина. После применения принципа максимума задача оптимизации сводится к решению краевой задачи, которая решается методом продолжения по параметру. В работе приводятся результаты задачи оптимизации многовиткового межорбитального перелета и анализ энергетических характеристик комбинированной схемы выведения космического аппарата на геостационарную орбиту.

Ключевые слова: ограниченная мощность, ограниченная тяга, вспомогательная долгота, принцип максимума Понтрягина, метод продолжения по параметру.

Введение

Использование электроракетных двигательных установок (ЭРДУ) в качестве маршевых двигателей при реализации космических миссий обеспечивает существенно меньший расход рабочего тела по сравнению с использованием двигателей большой тяги на химическом топливе и, соответственно, доставку на целевую орбиту космического аппарата (КА) большей массы. При этом следует учесть, что применение ЭРДУ приводит к увеличению времени перелета. В данной работе при решении оптимизационной задачи вывода КА на геостационарную орбиту (ГСО) с помощью ЭРДУ

в качестве критерия оптимальности рассматривается конечная масса КА и время перелета на ГСО. Для реализации компромисса между конечной массой КА и длительностью перелета предлагается использовать комбинированную схему перелета на ГСО. Рассматривается схема выведения КА на ГСО с использованием некоторой промежуточной орбиты, имеющей форму эллипса. Для выведения КА на промежуточную орбиту используется ракета-носитель (РН) Falcon 9.

В настоящей работе для решения оптимизационной задачи применяется принцип максимума Понтрягина [2]. Описание деталей используемого подхода представлено в работах [3–9]. Принцип максимума сводит задачу оптимизации к двухточечной краевой задаче. Для решения краевой задачи применяется метод продолжения по пара-

✉ paingsoethuoo53@gmail.com

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2023

метру [3–9]. Для упрощения выбора начального приближения при решении поставленной задачи используется подход, основанный на последовательном получении сначала траектории ограниченной мощности (ОМ) [3; 7] и, после этого, ограниченной тяги (ОТ) [4–6; 8; 9]. При этом начальные значения неизвестных сопряженных переменных, полученные на этапе решения ОМ задачи, используются для начального приближения при решении ОТ задачи [4–6; 8; 9].

1. Математическая модель движения космического аппарата с использованием вспомогательной долготы в качестве независимой переменной

Рассматривается задача оптимизации ОТ траектории. Гравитационное поле предполагается центральным ньютоновским. В данной работе используются дифференциальные уравнения движения в равноденственных элементах [1]. В качестве независимой переменной интегрирования используется вспомогательная долгота K , которая применялась в качестве независимой переменной в работах [7–9]. Уравнения движения принимают вид:

$$\begin{aligned} \frac{dp}{dK} &= \frac{2p^3}{\mu q^3} a_t; \\ \frac{de_x}{dK} &= \frac{p^2}{\mu q^2} \cdot \left[\sin L \cdot a_r + \frac{(q+1)\cos L + e_x}{q} a_t - \frac{e_x \xi}{q} a_n \right]; \\ \frac{de_y}{dK} &= \frac{p^2}{\mu q^2} \cdot \left[-\cos L \cdot a_r + \frac{(q+1)\sin L + e_y}{q} a_t + \frac{e_x \xi}{q} a_n \right]; \\ \frac{di_x}{dK} &= \frac{p^2 s^2}{2\mu q^3} \cos L \cdot a_n; \quad \frac{di_y}{dK} = \frac{p^2 s^2}{2\mu q^3} \sin L \cdot a_n; \\ \frac{dL_K}{dK} &= \frac{p^2}{\mu q^3} \xi \cdot a_n; \quad \frac{dm}{dK} = -\frac{\delta}{\sqrt{\mu p}} \left(\frac{p}{q} \right)^2 \frac{T}{c}; \\ \frac{dt}{dK} &= \frac{1}{\sqrt{\mu p}} \left(\frac{p}{q} \right)^2, \end{aligned} \quad (1)$$

при этом:

$$\begin{aligned} s^2 &= 1 + i_x^2 + i_y^2; \\ q &= 1 + e_x \cos L + e_y \sin L; \\ \xi &= i_x \sin L - i_y \cos L. \end{aligned}$$

В (1) используются следующие обозначения: p – фокальный параметр; $e = [e_x, e_y]$ – экс-

центриситет; $e_x = e \cdot \cos(\omega + \Omega)$; $e_y = e \cdot \sin(\omega + \Omega)$; $L = \nu + \omega + \Omega$ – истинная долгота; ω – аргумент перигея; Ω – долгота восходящего узла; μ – гравитационный параметр Земли; $i = [i_x, i_y]$ – наклонение; $i_x = \text{tg} \frac{i}{2} \cos \Omega$; $i_y = \text{tg} \frac{i}{2} \sin \Omega$; $a = [a_r, a_t, a_n]$ – ускорение КА; a_r, a_t, a_n – радиальная, тангенциальная и бинормальная компоненты реактивного ускорения соответственно, которые определяются по формулам:

$$\begin{aligned} a_t &= \delta \frac{T}{m} \cos \vartheta \cos \psi; \\ a_r &= \delta \frac{T}{m} \sin \vartheta \cos \psi; \\ a_n &= \delta \frac{T}{m} \sin \psi, \end{aligned} \quad (2)$$

где ϑ, ψ – углы тангажа и рысканья соответственно; T – тяга ЭРДУ КА; c – скорость истечения ЭРДУ; δ – функция включения-выключения двигательной установки КА ($\delta = 1$ – двигатель включен, $\delta = 0$ – двигатель выключен); m – масса КА; t – время. Результатом решения оптимизационной задачи является определение оптимальной программы управления вектором тяги КА – ориентация вектора тяги в пространстве и время включения-выключения двигателей [8; 9].

2. Решение краевой задачи методом продолжения

Принцип максимума [2; 8] сводит задачу оптимизации к краевой. В данном случае мы получаем двухточечную краевую задачу. При этом граничными условиями будут являться начальные и конечные значения наклонения i , эксцентриситета e , фокального параметра p , отклонения истинной долготы от вспомогательной L_K . Неизвестными параметрами при решении краевой задачи являются 7 начальных значений сопряженных переменных ($p_p, p_{e_x}, p_{e_y}, p_{i_x}, p_{i_y}, p_{L_K}$). Последним, седьмым, граничным условием является условие трансверсальности для конечного значения сопряженной к массе переменной p_m . Поэтому краевая задача формулируется с 7 граничными условиями для 7 неизвестных переменных, и начальные условия краевой задачи задаются в виде:

$$\begin{aligned} p(K_0) &= p_0; \\ e_x(K_0) &= e_{x_0}; \quad e_y(K_0) = e_{y_0}; \\ i_x(K_0) &= i_{x_0}; \quad i_y(K_0) = i_{y_0}; \\ L_K(K_0) &= L_{K_0}; \quad m(0) = m_0, \end{aligned} \quad (3)$$

где K_0 – некоторое фиксированное значение начальной вспомогательной долготы.

Конечные граничные условия задаются в виде:

$$\begin{aligned} p(K_f) &= p_f; \\ e_x(K_f) &= e_{xf}; e_y(K_f) = e_{yf}; \\ i_x(K_f) &= i_{xf}; i_y(K_f) = i_{yf}; \\ L_K(K_f) &= L_{Kf}; p_m(K_f) = 0, \end{aligned} \tag{4}$$

где $K_f = K_0 + \Delta K$ – некоторое фиксированное значение конечной вспомогательной долготы. Нижний индекс «0» обозначает начальные условия, а нижний индекс «f» обозначает конечные условия, K_0 и K_f являются заданными значениями вспомогательной долготы в начале и конце перелета соответственно. Краевая задача решается методом продолжения по параметру [3], который сводит краевую задачу к задаче Коши. Дифференциальное уравнение метода продолжения по параметру имеет вид:

$$\frac{dz}{d\tau} = - \left(\frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{z}} \right)^{-1} \mathbf{b}. \tag{5}$$

Если параметр продолжения τ входит в правые части уравнений движения КА, то в этом случае дифференциальное уравнение метода продолжения по параметру принимает вид:

$$\frac{dz}{d\tau} = - \left(\frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{z}} \right)^{-1} \left(\mathbf{b} + \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \tau} \right). \tag{6}$$

Необходимо найти начальные значения сопряженных переменных $\mathbf{z} = (p_p, p_{e_x}, p_{e_y}, p_{i_x}, p_{i_y}, p_{L_K}, p_m)$, при которых выполняются граничные условия рассматриваемой задачи. Для получения решения необходимо интегрировать дифференциальное уравнение метода продолжения по параметру τ от 0 до 1. Для вычисления матрицы частных производных $\Delta \mathbf{f} / \Delta \mathbf{z}$ используется метод комплексного шага [12–14] и функция невязок \mathbf{f} имеет следующий вид:

$$\mathbf{f} = \begin{pmatrix} p(K_f) - p_f \\ e_x(K_f) - e_{xf} \\ e_y(K_f) - e_{yf} \\ i_x(K_f) - i_{xf} \\ i_y(K_f) - i_{yf} \\ p_{L_K}(K_f) - p_{L_{Kf}} \\ p_m(K_f) \end{pmatrix}. \tag{7}$$

Система уравнений оптимального движения [7; 8] численно интегрируется относительно угловой дальности перелета $K \in [K_0; K_f]$ с заданными начальными условиями для вычисления функции невязок \mathbf{f} .

3. Численные примеры

В данной работе в качестве примера использования разработанного метода рассматривается задача расчета многовиткового перелета на ГСО с промежуточной эллиптической орбиты. В качестве критерия оптимизации используется минимизация массы топлива. Число витков траектории предполагается фиксированным. Время перелета оптимизируется. Параметры промежуточной орбиты заданы фиксированными значениями высоты перигея (185 км), наклона (28,5°), аргумента перигея (180°), истинной аномалии (0°) и долготы восходящего узла (0°). Параметры промежуточной орбиты и начальная масса КА на этой орбите соответствуют использованию РН Falcon 9 [15]. Для многовиткового перелета с промежуточной орбиты на ГСО с двигателем малой тяги предполагается, что ЭРДУ состоит из 4 однотипных нерегулируемых двигателей СПД-140 с тягой по 280 мН и с удельным импульсом 1780 с. Параметры промежуточной орбиты и масса КА, доставляемая на эти орбиты РН Falcon 9, представлены в табл. 1.

Таблица 1

Масса КА в зависимости от параметров промежуточной орбиты

Высота перигея, км	Высота апогея, км	Наклонение, градусы	Начальная масса, кг
185	50000	28,5	4044
185	60000	28,5	3869
185	70000	28,5	3741
185	80000	28,5	3642
185	90000	28,5	3564
185	100000	28,5	3501

На рис. 1 представлена вычисленная зависимость конечной массы КА на ГСО и оптимальное время перелета на ГСО с числом витков от 90 до 100 для заданной высоты апогея 50000 км.

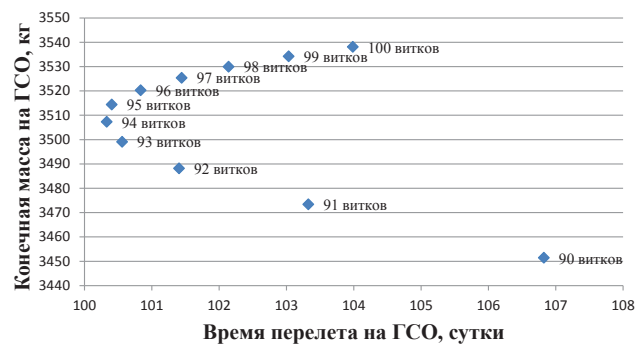


Рис. 1. Зависимость конечной массы КА на ГСО от длительности выведения на ГСО при различной угловой дальности перелета

При фиксированной высоте апогея промежуточной орбиты 50000 км и угловой дальности перелета 94 витка достигается минимальная длительность перелета (100,3332 суток), при этом на ГСО доставляется КА массой 3507,3098 кг. Для остальных заданных высот апогея промежуточной орбиты также были получены зависимости конечной массы КА на ГСО от длительности выведения. Эти зависимости представлены на рис. 2.

Очевидно, что огибающая представленных на рис. 2 кривых будет представлять собой Парето-фронт задачи максимизации доставляемой на ГСО массы КА и минимизации длительности перелета. Эта огибающая позволяет определить оптимальные значения высоты апогея промежуточной орбиты и оптимальное число витков, которые для каждой длительности перелета обеспечивают доставку на ГСО КА максимальной массы. Зависимость оптимального времени перелета, конечной массы КА и числа витков от высоты апогея промежуточной орбиты, определяющая Парето-фронт, представлена в табл. 2.

Для оценки оптимальных значений высоты апогея, оптимальных значений числа витков и значений конечной массы КА в промежутках между вычисленными длительностями перелета используется интерполяция данных из табл. 2 *B*-сплайнами. Выводятся функция Гаусса высшего порядка (8)–(10) для оценки этих величин, а в табл. 3–5 указаны значения используемых в этих формулах значения коэффициентов a_i , b_i , c_i .

$$r_a(\Delta t) = \sum_{i=1}^7 a_i \exp\left(-\frac{(\Delta t - b_i)^2}{2c_i^2}\right); \quad (8)$$

$$N_{rev}(\Delta t) = \sum_{i=1}^6 a_i \exp\left(-\frac{(\Delta t - b_i)^2}{2c_i^2}\right); \quad (9)$$

$$m(\Delta t) = \sum_{i=1}^5 a_i \exp\left(-\frac{(\Delta t - b_i)^2}{2c_i^2}\right). \quad (10)$$

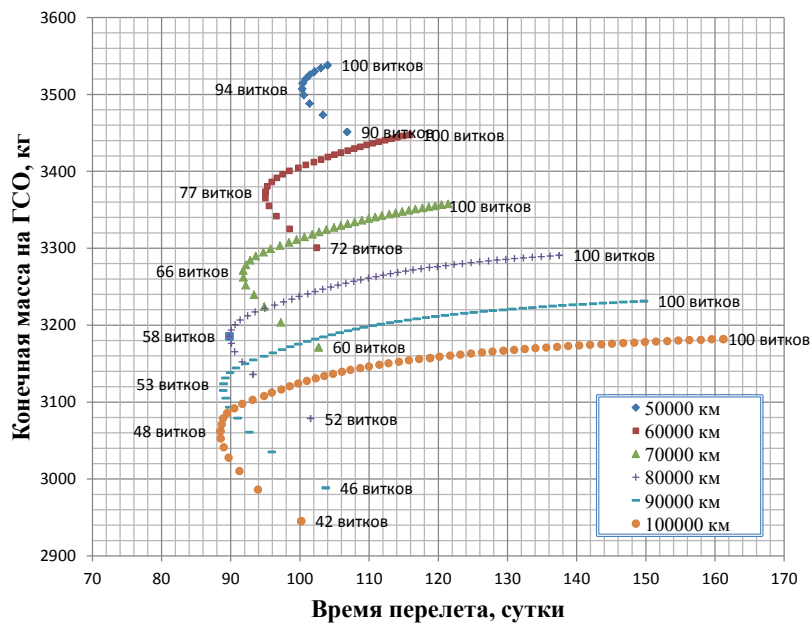


Рис. 2. Зависимость массы КА на ГСО от длительности выведения на ГСО с различными высотами апогея

Таблица 2

Зависимость оптимального времени перелета, конечной массы КА и числа витков от высоты апогея промежуточной орбиты

Высота апогея, км	Время перелета, сутки	Конечная масса, кг	Число витков
50000	100,3332505	3507,309821	94
60000	95,04643895	3373,430022	77
70000	91,80151375	3270,957328	66
80000	89,80805343	3185,700842	58
90000	88,96042273	3123,891598	53
100000	88,51588761	3062,320214	48

Таблица 3

Значения коэффициентов для интерполяции оптимального радиуса апогея

коэффициент	$i = 1$	$i = 2$	$i = 3$	$i = 4$	$i = 5$	$i = 6$	$i = 7$
a_i	1,52e+05	848,5	-175,7	6,095e+04	2256	176,4	4,43e+04
b_i	85,34	89,78	89,66	80,31	106,1	94,95	106,5
c_i	2,186	0,8258	0,887	13,07	4,009	4,196	60,08

Таблица 4

Значения коэффициентов для интерполяции оптимального числа витков

коэффициент	$i = 1$	$i = 2$	$i = 3$	$i = 4$	$i = 5$	$i = 6$
a_i	83,42	94,23	-21,81	25,14	0,01428	7,028
b_i	103,1	95,26	95,24	89,33	93,34	88,55
c_i	4,645	5,259	3,292	2,869	0,01916	1,318

Таблица 5

Значения коэффициентов для интерполяции конечной массы КА

коэффициент	$i = 1$	$i = 2$	$i = 3$	$i = 4$	$i = 5$
a_i	3579	533,3	165,9	37,32	158,1
b_i	105,1	89,62	88,24	88,6	95,27
c_i	25,37	4,879	2,539	1,076	4,61

Зависимости оптимальных значений высоты апогея, оптимальных значений числа витков и значений конечной массы КА от продолжительности перелета на интервале от 88,516 суток до

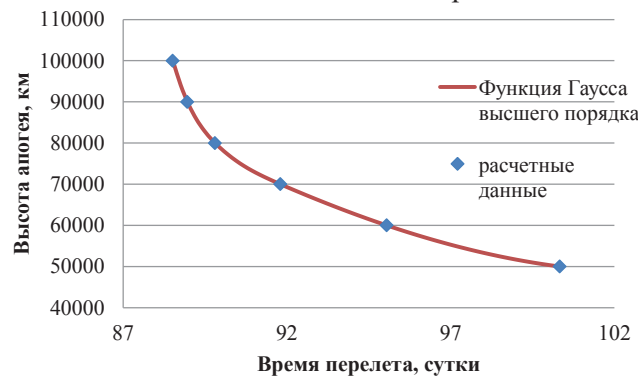


Рис. 3. Зависимость оптимальных значений высоты апогея от длительности выведения на ГСО

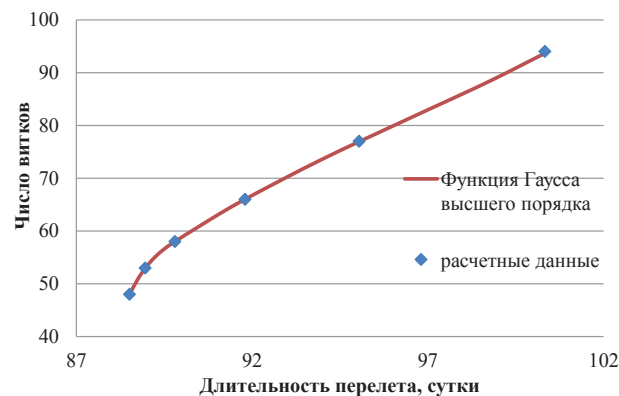


Рис. 4. Зависимость оптимального числа витков от длительности выведения на ГСО

100,333 суток, вычисленные по (8)–(10), представлены на рис. 3–5.

На рис. 6 и 7 представлены виды оптимальной ОТ траектории перелета с заданных

промежуточных орбит (высота перигея – 185 км, высота апогея – 50000 км, 60000 км, 70000 км, 80000 км, 90000 км, 100000 км, наклонение – $28,5^\circ$) на ГСО.

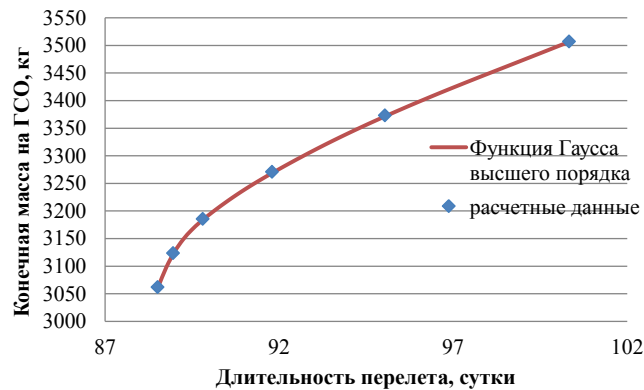


Рис. 5. Зависимость конечной массы КА на ГСО от длительности перелета

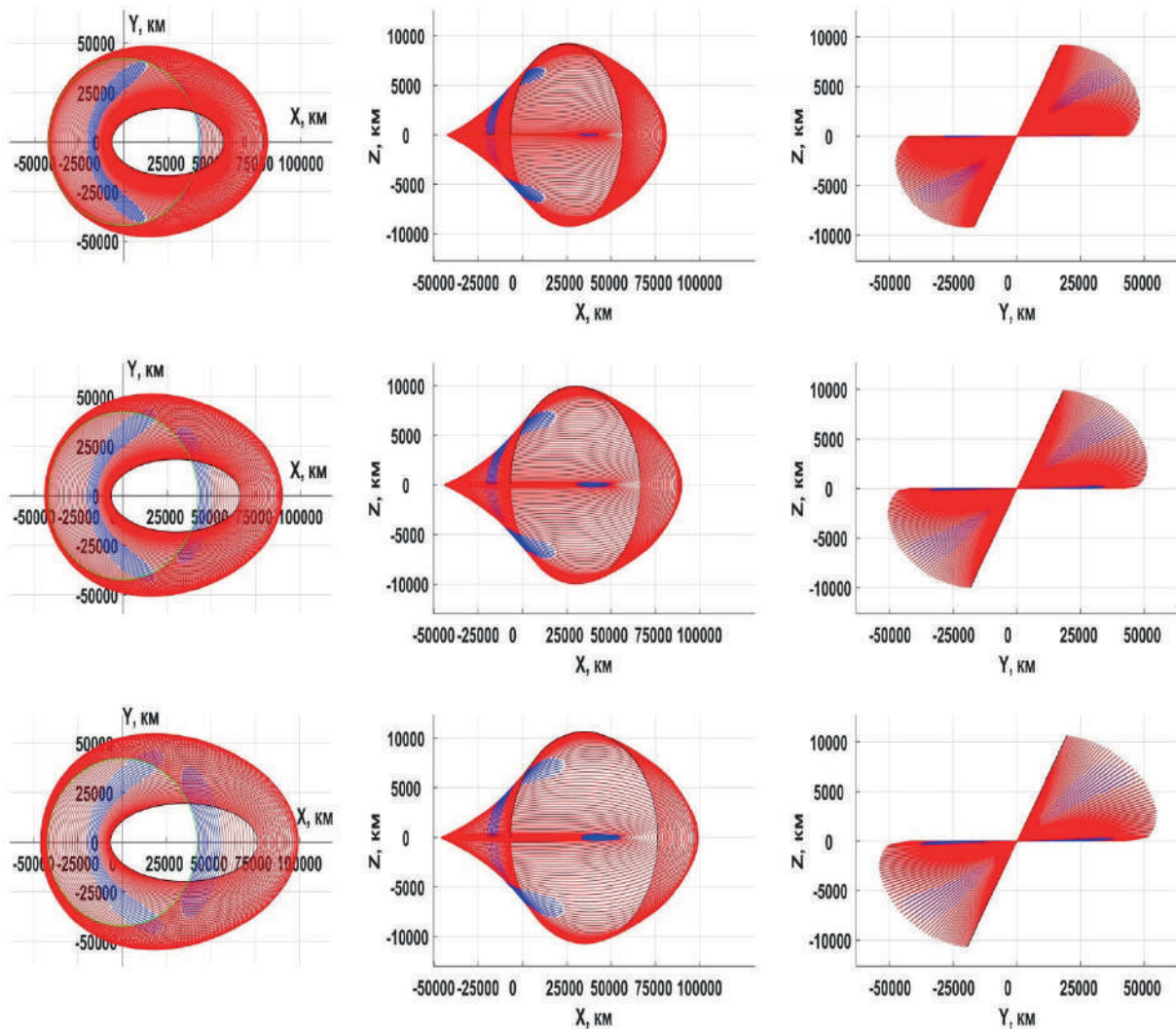


Рис. 6. Проекция оптимальных траекторий на координатные плоскости: верхний ряд – 94 витковые ОТ траектории с начальной высотой апогея 50000 км, средний ряд – 77 витковые ОТ траектории с начальной высотой апогея 60000 км, нижний ряд – 66 витковые ОТ траектории с начальной высотой апогея 70000 км

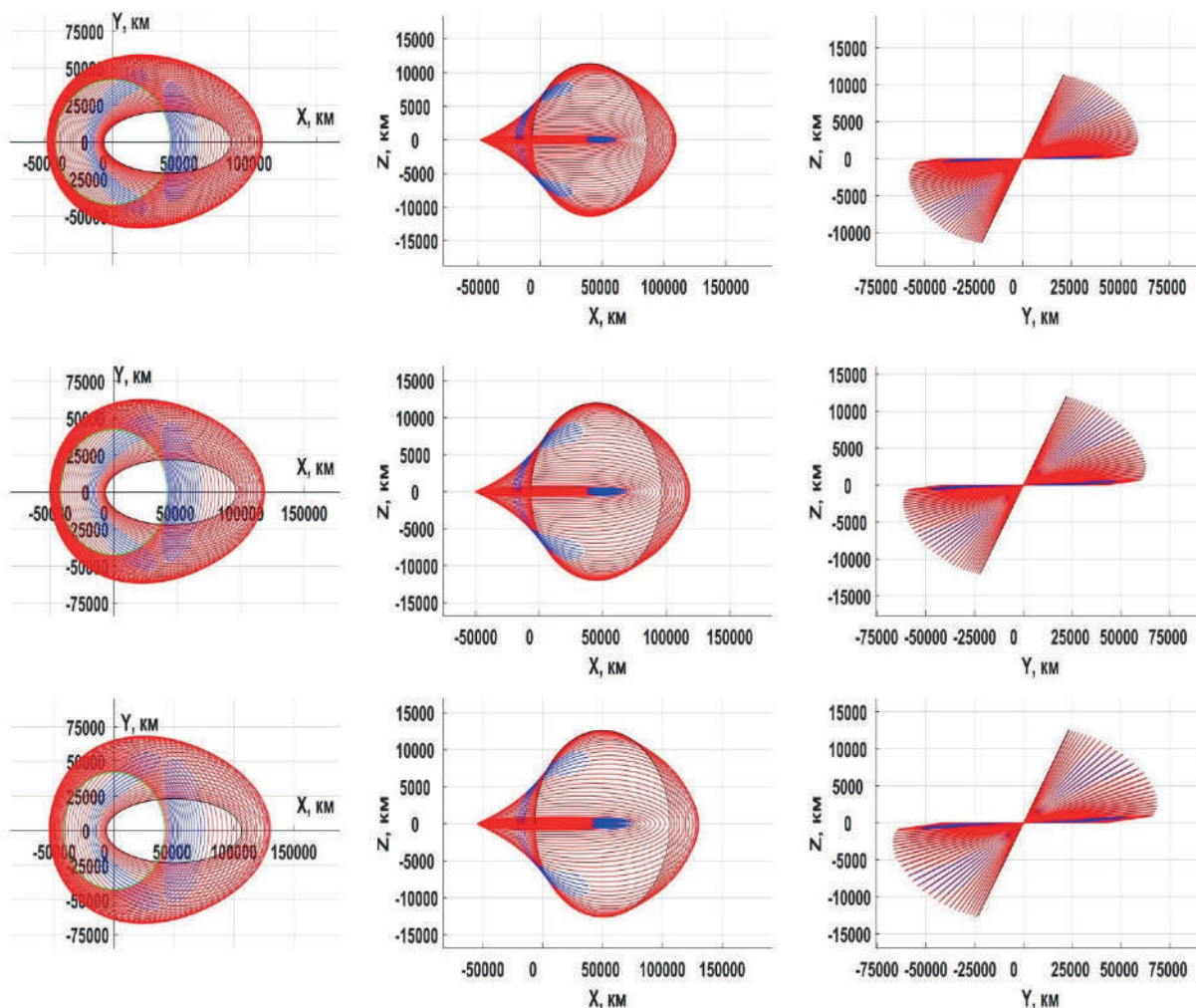


Рис. 7. Проекция оптимальных траекторий на координатные плоскости: верхний ряд – 58 витковые ОТ траектории с начальной высотой апогея 80000 км, средний ряд – 53 витковые ОТ траектории с начальной высотой апогея 90000 км, нижний ряд – 48 витковые ОТ траектории с начальной высотой апогея 100000 км

Заключение

В работе рассмотрена задача оптимизации межорбитального перелета КА с ЭРДУ на ГСО. Запуск осуществлялся с космодрома на мысе Канаверал с помощью ракеты-носителя Falcon 9. Рассмотрена комбинированная схема выведения с использованием промежуточной эллиптической орбиты. Перелет на геостационарную орбиту после отделения КА от ракеты-носителя осуществляется с использованием электроракетной двигательной установки с 4 однотипными нерегулируемыми двигателями СПД-140.

Рассмотрена задача оптимизации многovitкового перелета между орбитами КА с двигателем

ОМ и ОТ. Результаты решения ОМ задачи используются в качестве начальных приближений для сопряженных переменных при решении ОТ задачи. Для решения задачи оптимизации используется принцип максимума Понтрягина, относящийся к непрямым методам. Принцип максимума свел задачу оптимального управления к двухточечной краевой задаче для системы обыкновенных дифференциальных уравнений. Полученная краевая задача решалась методом продолжения по параметру, который сводил краевую задачу к задаче Коши.

Представлены полученные оценки максимальной конечной массы КА при выведении КА на ГСО с использованием маршевой ЭРДУ с геопереходных орбит, обеспечиваемых РН Falcon 9.

Список литературы

- [1] Walker M. J. H., Ireland B., Owens J. A Set of Modified Equinoctial Elements // *Celestial Mechanics*. 1985. vol. 36. pp. 409–419. doi: 10.1007/BF01227493.

- [2] Pontriaguine L., Boltianski V., Gamkrelidze R., Michtchenko E. Theorie mathematique des processus optimaux. Moscow : Mir, 1978. 317 p.
- [3] Петухов В. Г. Оптимизация межпланетных траекторий космических аппаратов с идеально-регулируемым двигателем методом продолжения // Космические исследования. 2008. Т. 46. № 3. С. 224–237.
- [4] Петухов В. Г. Оптимизация траекторий космических аппаратов с электроракетными двигательными установками методом продолжения : дисс. ... д-р техн. наук: 05.07.09. М., 2013. 223 с.
- [5] Петухов В. Г. Оптимизация многовитковых перелетов между некомпланарными эллиптическими орбитами // Космические исследования. 2004. Т. 42. № 3. С. 250–268.
- [6] Паинг Сое Ту У. Метод оптимизации траектории перелета на конечную орбиту с частично заданными элементами // Инженерный журнал: наука и инновации. 2020. № 9 (105).
- [7] Петухов В. Г., Паинг С. Т. У. Оптимизация многовитковых траекторий межорбитального перелета с идеально-регулируемым двигателем малой тяги // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2019. № 3. С. 140–154. doi: 10.1134/S0002331019030154.
- [8] Петухов В. Г. Применение угловой независимой переменной и ее регуляризирующего преобразования в задачах оптимизации траекторий с малой тягой // Космические исследования. 2019. Т. 57. № 5. С. 373–385. doi: 10.1134/S0023420619050066.
- [9] Petukhov V., Ivanyukhin A., Popov G., Testoyedov N., Sung Wook Yoon. Optimization of finite-thrust trajectories with fixed angular distance // Acta Astronautica. 2022. vol. 197. pp. 354–367. doi: 10.1016/j.actaastro.2021.03.012.
- [10] Graham K. F., Rao A. V. Minimum-Time Trajectory Optimization of Low-Thrust Earth-Orbit Transfers with Eclipsing // Journal of Spacecraft and Rockets. 2016. vol. 53. no. 2. pp. 289–303. doi: 10.2514/1.A33416.
- [11] Betts J. T. Optimal low-thrust orbit transfers with eclipsing // Optimal Control Applications and Methods. 2015. vol. 36. no. 2. pp. 218–240. doi: 10.1002/oca.2111.
- [12] Martins J. R. R. A., Sturdza P., Alonso J. J. The complex-step derivative approximation // ACM Transaction on Mathematical Software. 2003. vol. 29. no. 3. pp. 245–262. doi: 10.1145/838250.838251.
- [13] Nikolovski F., Stojkovska I. Complex-step derivative approximation in noisy environment // Journal of Computational and Applied Mathematics. 2018. vol. 327. pp. 64–78. doi: 10.1016/j.cam.2017.05.046.
- [14] Hare W. L., Srivastava K. A Numerical Study of Applying Complex-step Gradient and Hessian Approximations in Derivative-Free Optimization // Pacific Journal of Optimization. 2022.
- [15] Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide [Электронный ресурс]. URL: www.spaceflightnow.com/falcon9/001/f9guide.pdf (дата обращения: 16.02.2023).

OPTIMIZATION OF THE LAUNCH PROFILE OF GEOSTATIONARY SPACECRAFT WITH ELECTRIC PROPULSION SYSTEM USING FALCON-9 LAUNCH VEHICLE

Paing Soe Thu Oo

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

A combined flight profile is being considered, in which the Falcon 9 launch vehicle launches the spacecraft into elliptical intermediate orbit from the Cape Canaveral launch site. In the process of analyzing the problem, the value of the height of the perigee and the inclination of the intermediate orbit are fixed, and the height of the apogee of the intermediate orbit varies. After separation from the last stage of the launch vehicle, the spacecraft carries out transfer to geostationary orbit using electric propulsion system. At the stage of insertion spacecraft from intermediate orbit to geostationary orbit using electric propulsion system, the problem of minimizing the mass of the propellant, multi-revolutionary transfer is considered. The number of revolution and the height of the apogee of the intermediate orbit vary in order to analyze the effect of these parameters on the duration of the transfer and the delivered mass of the spacecraft into geostationary orbit. The main purpose of this paper is to calculate the optimal values of the apogee height of the intermediate orbit and the optimal number of revolution that ensure the delivery of the maximum mass of the spacecraft to the geostationary orbit in a given time Δt^ . To solve the optimization problem, the Pontryagin maximum principle is applied. After apply-*

ing the maximum principle, the optimization problem is reduced to solving the boundary value problem, which is solved by the continuation method by parameter. The paper presents the results of the optimization problem of multi-revolutionary transfer and analysis of the energy characteristics of combined flight profile for insertion of spacecraft into geostationary orbit.

Keywords: limited power, limited thrust, auxiliary longitude, Pontryagin maximum principle, continuation method by parameter.

References

- [1] Walker M. J. H., Ireland B., Owens J. A Set of Modified Equinoctial Elements // *Celestial Mechanics*, 1985, vol. 36, pp. 409–419. doi: 10.1007/BF01227493.
- [2] Pontriaguine L., Boltianski V., Gamkrelidze R., Michtchenko E. *Theorie mathematique des processus optimaux*. Moscow, Mir, 1978, 317 p.
- [3] Petukhov V. G. *Optimizaciya mezhplanetnyh traektorij kosmicheskikh apparatov s ideal'no-reguliruemym dvigatelem metodom prodolzheniya* [Optimization of interplanetary trajectories for spacecraft with ideally regulated engines using the continuation method] // *Cosmic Research*, 2008, vol. 46, no. 3, pp. 219–232. (In Russian)
- [4] Petukhov V. G. *Optimization of trajectories of spacecraft with electric propulsion systems by the continuation method* : Doctor Diss. Moscow, 2013, 223 p.
- [5] Petukhov V. G. Optimization of multi-turn flights between non-planar elliptical orbits // *Cosmic Research*, vol. 42, no. 3, pp. 250–268.
- [6] Paing Soe Thu Oo. *Metod optimizacii traektorii pereleta na konechnuyu orbitu c chastichno zadannymi elementami* [A method for optimizing the trajectory of a flight to a finite orbit with partially specified elements] // *Engineering Journal: Science and Innovation*, 2020, no. 9 (105). (In Russian)
- [7] Petukhov V. G., Paing Soe Thu Oo. *Optimizaciya mnogovitkovyh traektorij mezhorbital'nogo pereleta s ideal'no-reguliruemym dvigatelem maloj tyagi* [Optimization of Power-Limited Multi-Revolution Low-Thrust Interorbital Trajectories] // *Proceedings of the Russian Academy of Sciences. Energy*, 2019, no. 3, pp. 140–154. doi: 10.1134/S0002331019030154. (In Russian)
- [8] Petukhov V. G. *Primenenie uglovoj nezavisimoy peremennoj i ee reguljariziruyushchego preobrazovaniya v zadachah optimizacii traektorij s maloj tyagoj* [Application of the Angular Independent Variable and Its Regularizing Transformation in the Problems of Optimizing Low-Thrust Trajectories] // *Cosmic Research*, 2019, vol. 57, no. 5, pp. 373–385. doi: 10.1134/S0023420619050066. (In Russian)
- [9] Petukhov V., Ivanyukhin A., Popov G., Testoyedov N., Sung WookYoon. Optimization of finite-thrust trajectories with fixed angular distance // *Acta Astronautica*, 2022, vol. 197, pp. 354–367. doi: 10.1016/j.actaastro.2021.03.012.
- [10] Graham K. F., Rao A. V. Minimum-Time Trajectory Optimization of Low-Thrust Earth-Orbit Transfers with Eclipsing // *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2016, vol. 53, no. 2, pp. 289–303. doi: 10.2514/1.A33416.
- [11] Betts J. T. Optimal low-thrust orbit transfers with eclipsing // *Optimal Control Applications and Methods*, 2015, vol. 36, no. 2, pp. 218–240. doi: 10.1002/oca.2111.
- [12] Martins J. R. R. A., Sturdza P., Alonso J. J. The complex-step derivative approximation // *ACM Transaction on Mathematical Software*, 2003, vol. 29, no. 3, pp. 245–262. doi: 10.1145/838250.838251.
- [13] Nikolovski F., Stojkovska I. Complex-step derivative approximation in noisy environment // *Journal of Computational and Applied Mathematics*, 2018, vol. 327, pp. 64–78. doi: 10.1016/j.cam.2017.05.046.
- [14] Hare W. L., Srivastava K. A Numerical Study of Applying Complex-step Gradient and Hessian Approximations in Derivative-Free Optimization // *Pacific Journal of Optimization*, 2022.
- [15] Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide. Available at: www.spaceflightnow.com/falcon9/001/f9guide.pdf (accessed 16.02.2023).

Сведения об авторе

Паинг Сое Ту У – аспирант Московского авиационного института. Область научных интересов: динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов.

АВТОМАТИЗАЦИЯ ИСПЫТАНИЙ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ

А. Д. Широков, Д. А. Феоктистов, Т. Г. Орешенко,
М. С. Федоров, А. В. Чубарь✉

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва,
г. Красноярск, Российская Федерация

В статье рассматривается ключевая роль использования автоматизации в стендах, а также система зажигания стенда двигателей малой тяги и особенности ее работы в составе стенда. Была разработана, собрана и отработана схема системы зажигания, на основе которой будет производиться поджигание компонентов смеси двигательной установки. Отработка системы зажигания производилась непосредственным подключением питания к схеме, в ходе испытаний показавшей свою пригодность в использовании за счет продолжительной и непрерывной работы системы. Включение питания осуществлялось с помощью управления релейными переключателями на базе Arduino MEGA 2560. Также был разработан алгоритм работы системы автоматики включения, отключения и проверки всей системы перед испытанием двигательной установки на стенде двигателей малой тяги для обеспечения автоматизации и безопасности использования стенда. Данный алгоритм включает управление двумя каналами трубопровода окислителя и горючего, аварийное отключение питания, открытие и закрытие клапанов отсеки, снятие показаний и проверка манометров и расходомеров, а также отключение системы после проведения испытаний двигателей малой тяги с помощью контроллера на базе Arduino MEGA.

Ключевые слова: система зажигания, стенд испытаний, космический аппарат, двигательная установка, двигатель малой тяги.

Введение

Ракетные двигатели являются неотъемлемой частью современной космонавтики, существование которых позволяет выполнять задачи как военной направленности, так и научной, вывода космические аппараты (КА) в суборбитальный и орбитальный полет. Прежде всего, ракетные двигатели делят по величине создаваемой тяги [1] на разные типы, позволяющие достичь необходимых тактико-технических характеристик для вывода в космическое пространство полезной нагрузки. Одной из характерных особенностей двигателей малой тяги являются высокие технологические требования к их изготовлению и испытаниям ввиду физических эффектов, связанных с влиянием микрошероховатостей и микронесплошностей на общий результат испытаний.

Как и всем прочим двигателям, ракетным требуются трудоемкие и ответственные наземные огневые испытания перед подготовкой к летным

испытаниям [2]. Достигается это путем создания стендов испытания двигателей, включающих в себя основную часть – автоматику. Она осуществляет: включение и выключение установки; вывод данных расходомеров, манометров, температур корпуса и факела горения, тяги.

1. Состав системы автоматики

Система автоматики должна состоять из датчиков [3] измерения температуры, приборов измерения давления и расхода компонентов топлива (манометры и расходомеры), системы зажигания смеси в камере сгорания, системы питания установки, прибора управления, контроля и вывода данных (для контроля значений оператором), а также переключающих элементов (реле).

2. Система поджига

Рассмотрим разработанную систему поджига смеси горючее-окислитель как отдельную подсистему [4] стенда испытания двигателей малой тяги. Система представляет собой совокупность

✉ alexchub@mail.ru

компонентов [5], таких как: катушка зажигания; аккумуляторная батарея (12 В); преобразователь напряжения S-15-12 AC/DC (220/12 В); Arduino Mega 2560 (для управления переключением реле питания); инвертор AC/DC 220/4,5 В; ключ D2390;

ШИМ-модулятор; датчик температуры GY-90615; пассивные и динамические элементы (конденсаторы, резисторы, диоды). Принципиальная электрическая схема системы зажигания представлена на рис. 1.

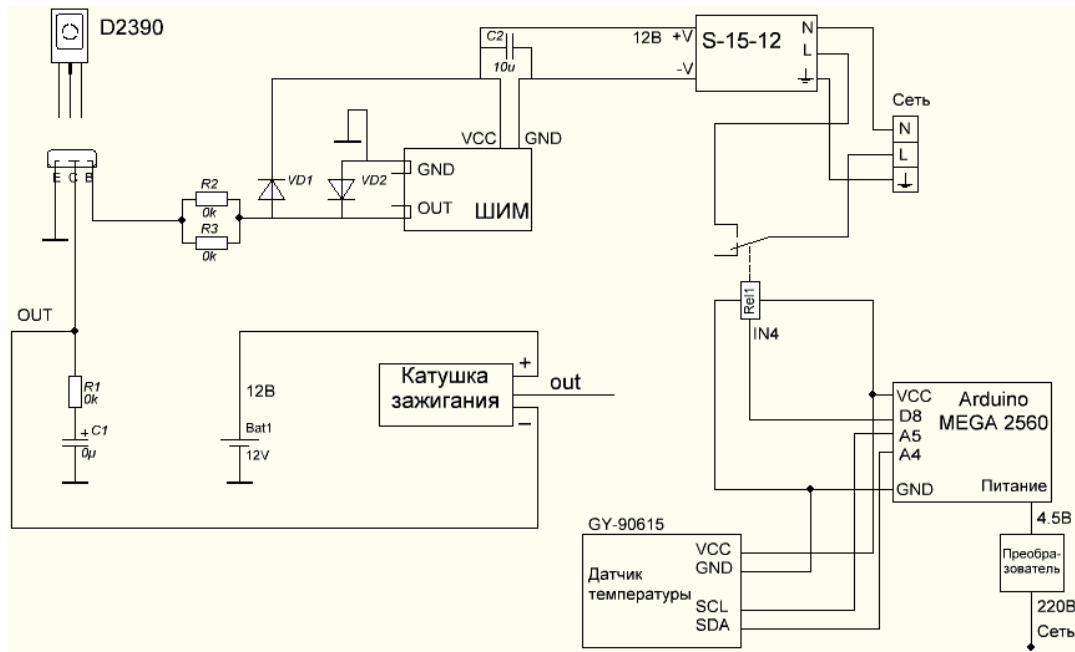


Рис. 1. Принципиальная электрическая схема системы зажигания

Реализованная система позволяет создавать разряд на катушке зажигания с напряжением 2,5 кВ и частотой 1,6 кГц. Для ее работы подключается устройство управления реле Arduino MEGA 2560 с подачей питания DC напряжением 4,5 В. Устройство управления позволяет замыкать и размыкать цепь питания от сети, протекающей на ШИМ-модулятор. Диоды VD1–VD2 предназначены для защиты цепи от перегрузки сети. Элементы R1 и C1 образуют фильтр сглаживания сигнала. Аккумуляторная батарея с напряжением 12 В необходима для подключения требуемого питания катушки зажигания. В схеме изначально подается питание 220 В, затем с помощью инверторов преобразуется до 4,5 В и 12 В для управляющей Arduino MEGA 2560 и генератора ШИМ соответственно. При переключении реле замыкается схема генератора ШИМ, который генерирует ступенчатый сигнал от 0 до 5 В. Сигнал поступает в ключ D2390, который при превышении уровня 4,5 В передает сигнал в катушку зажигания. Катушка зажигания за счет внутренних обмоток генерирует импульсы, с помощью которых производится зажигание смеси компонентов окислителя и горючего.

3. Алгоритм работы стенда испытаний

На рис. 2–5 представлен алгоритм работы системы автоматизации испытаний двигателей ма-

лой тяги в виде блок-схемы [6]. Данный алгоритм начинает инициализацию стенда, проверяя работу датчиков и реле переключений [7]. Происходит проверка канала первого трубопровода на отсутствие первого компонента смеси в магистрали. В случае, если проверка не удовлетворяет требованию, на экран оператора отправляется сообщение о неисправности манометра или расходомера. Аналогичная проверка осуществляется и со вторым трубопроводом. После прохождения инициализации происходит открытие первого канала трубопровода с некоторым запаздыванием открытия второго канала трубопровода. В случае неисправности [8] отправляется сообщение об отсутствии подачи компонента, происходит перекрытие клапана отсечки.

При исправности трубопроводов отправляется сообщение оператору о начале поджигания смеси и происходит ее воспламенение. После незначительного времени ожидания (около нескольких десятков миллисекунд) осуществляется проверка поджига смеси. В случае неисправности [9] происходит аварийное отключение системы путем переключения реле питания системы (так как открытие клапанов осуществляется из положения реле «закрытое», то при отсутствии питания реле клапанов закрываются, что способствует закрытию клапанов).

После заранее заданного времени испытания (работы двигателя) [10] начинается процесс

отключения установки путем закрытия второго канала газопровода и проверки отсутствия компо-

нента смеси в магистрали, а затем закрытия первого канала трубопровода и аналогичной проверки.

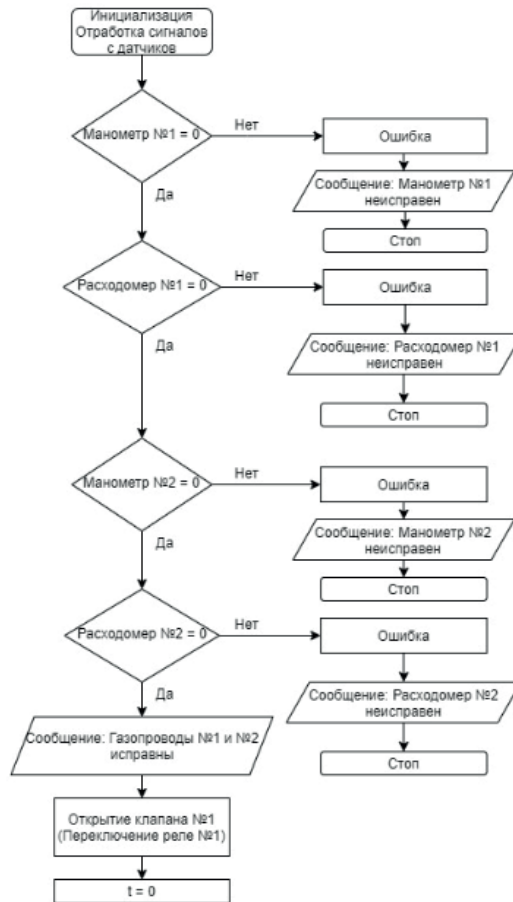


Рис. 2. Инициализация автоматики стенда испытаний

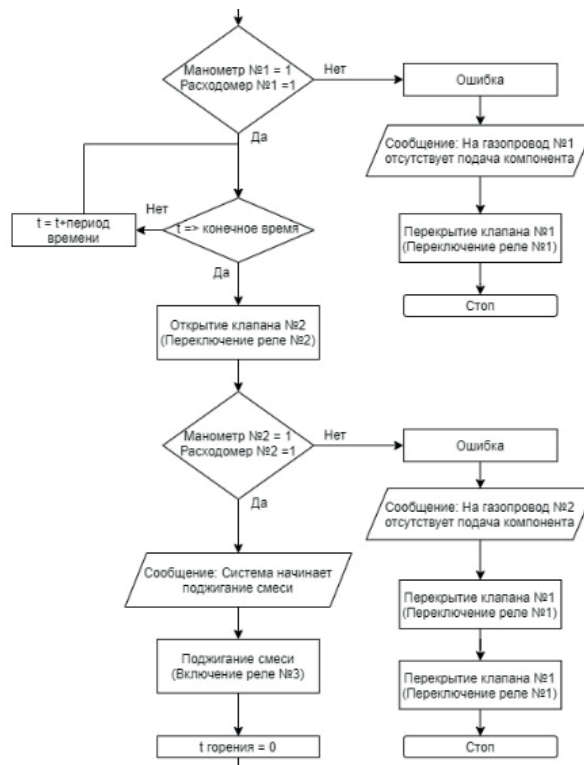


Рис. 3. Проверка каналов трубопровода и начало поджигания смеси

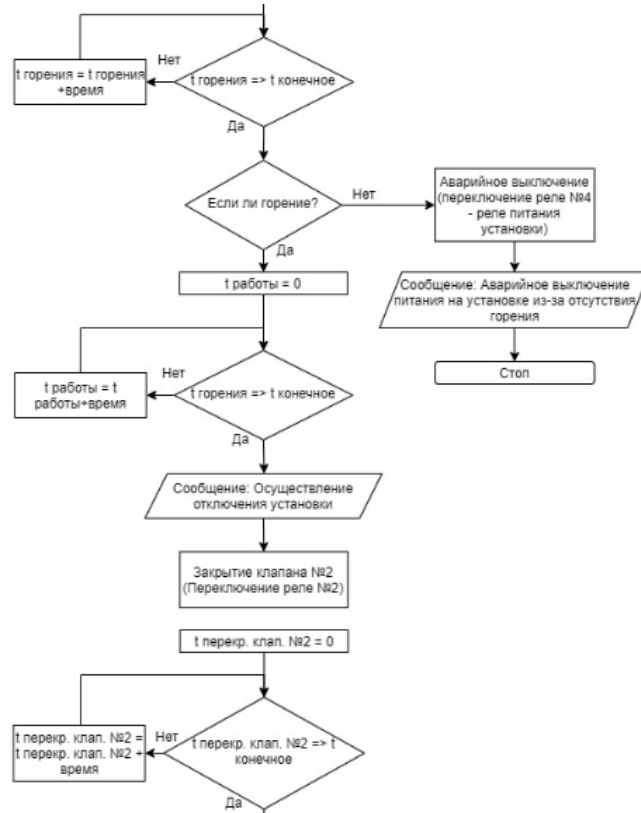


Рис. 4. Поджигание смеси и начало отключения установки

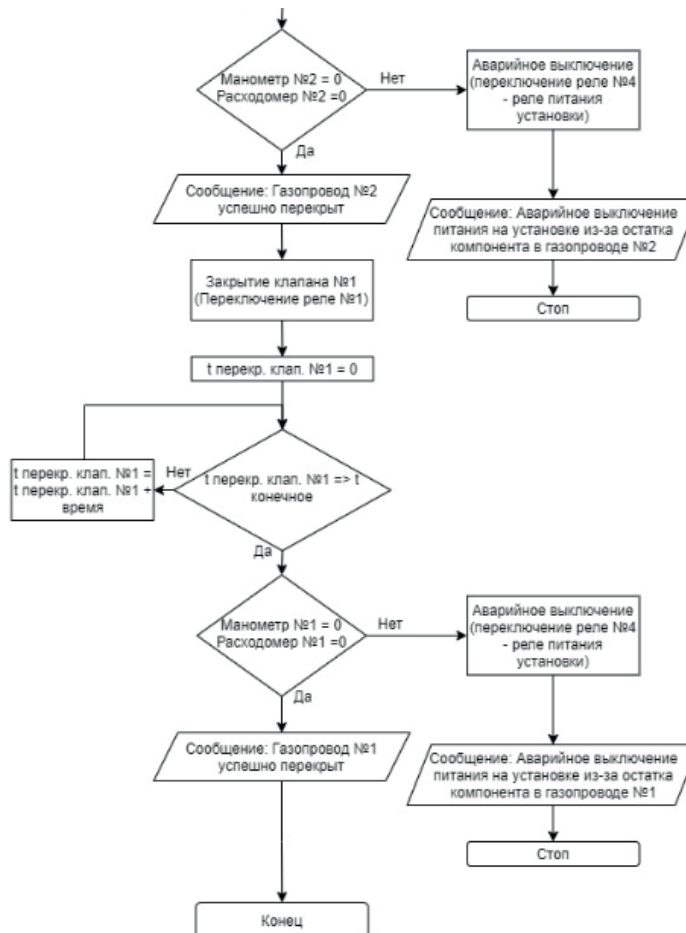


Рис. 5. Завершение отключения стенда испытаний

В случае неисправности системы осуществляется аварийное отключение, аналогичное при поджиге смеси. При успешном перекрытии газопроводов осуществляется уведомление оператора об успехе операции завершения работы стенда. На этом работа установки испытания двигателей малой тяги завершается.

Для контроля, управления и вывода данных используется программируемый 7-дюймовый сенсорный экран T5L_DGUSII с разрешением 800×480, что позволяет управлять несколькими реле, выводить всю информацию о давлении, расходе и температуре с датчиков, а также в случае внештатных ситуаций автоматически отключать установку при превышении показателей или неисправности системы.

Для контроля расходования смеси и давления ее компонентов использованы манометры и расходомеры с работой по интерфейсу RS232.

Контроль воспламенения осуществляется бесконтактным термометром, настроенным на тепловой след при горении смеси в камере двигателя.

Заключение

Удобство применения подобной схемы заключается в возможности контроля расхода газовых компонент, а также их динамической корректировки программным путем. Применение подобных систем повышает качество и безопасность при проведении огневых испытаний.

Алгоритм автоматизации проведения испытаний позволяет обезопасить работу оператора, сообщая о проведенных операциях и прекращая работу в случае неисправностей, а также, насколько это возможно, уменьшить влияние человеческого фактора на работу стенда испытаний двигателей малой тяги.

Список литературы

- [1] Галеев А. Г., Иванов В. Н., Катенин А. В., Лисейкин В. А., Пикалов В. П., Поляхов А. Д., Сайдов Г. Г., Шибанов А. А. Методология экспериментальной отработки ЖРД и ДУ, основы проведения испытаний и устройства испытательных стендов : монография. Киров : МЦНИП, 2015. 436 с.
- [2] Жуковский А. Е., Кондрусев В. С., Окорочков В. В. Испытания жидкостных ракетных двигателей : учебник для студентов авиационных специальностей вузов. М. : Машиностроение, 1992. 352 с.
- [3] Александровская Л. Н., Круглов В. И., Кузнецов А. Г., Кузнецов В. А., Кутин А. А., Шолом А. М. Теоретические основы испытаний и экспериментальная отработка сложных технических систем. М. : Логос, 2003. 763 с.
- [4] Галеев А. Г. Основы устройства испытательных стендов для отработки жидкостных ракетных двигателей и двигательных установок : рук-во для инженеров-испытателей. Пересвет : ФКП «НИЦ РКП», 2010. 178 с.
- [5] Галеев А. Г. Эксплуатация стендов для испытаний ракетных двигательных установок : учеб. пособие. М. : МАИ-ПРИНТ, 2008. 96 с.
- [6] Лисейкин В. А., Милютин В. В., Потапов И. А., Фролов С. В. Автоматизация испытаний изделий ракетно-космической техники // Вестник метролога. 2005. № 2.
- [7] Кринецкий Е. И., Александровская Л. Н., Мельников В. С., Максимов Н. А. Основы испытаний летательных аппаратов : учебник для вузов. М. : Машиностроение, 1989.
- [8] Беляев Н. М., Беляков В. П. Стендовые измерения при испытаниях ракетных двигателей, двигательных установок и ракет. Т. 1. М. : Машиностроение, 1967.
- [9] Лисейкин В. А. К вопросам надежности стендовых систем управления и аварийной защиты при испытаниях ЖРД и ДУ // Полет. 2012. № 12.
- [10] Жуковский А. Е., Кондрусев В. С., Левин В. Я., Окорочков В. В. Испытания жидкостных ракетных двигателей. М. : Машиностроение, 1992. 350 с.

AUTOMATION OF LOW-THRUST ENGINE TESTING

**A. D. Shirokov, D. A. Feoktistov, T. G. Oreshenko,
M. S. Fedorov, A. V. Chubar**

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

The article discusses the key role of the use of automation in the stands, as well as the ignition system of the stand of low-thrust engines and the features of its operation as part of the

stand. The ignition system scheme was developed, assembled and worked out, on the basis of which the ignition of the components of the propulsion system mixture will be carried out. The ignition system was tested by directly connecting the power supply to the circuit, which during the tests showed its suitability for use due to the long and continuous operation of the system. The power was turned on by controlling relay switches based on the Arduino MEGA 2560. Also, an algorithm was developed for the operation of the automation system for switching on, off and checking the entire system before testing the propulsion system on the stand of low-thrust engines to ensure automation and safety of using the stand. This algorithm includes control of two channels of the oxidizer and fuel pipeline, emergency power off, opening and closing of cut-off valves, taking readings and checking pressure gauges and flow meters, as well as shutting down the system after testing low-thrust engines using an Arduino MEGA controller.

Keywords: ignition system, test bench, spacecraft, propulsion system, low-thrust engine.

References

- [1] Galeev A. G., Ivanov V. N., Katenin A. V., Liseikin V. A., Pikalov V. P., Polyakhov A. D., Saidov G. G., Shibanov A. A. *Metodologiya eksperimental'noj otrabotki ZHRD i DU, osnovy provedeniya ispytaniy i ustrojstva ispytatel'nyh stendov* [Methodology of experimental development of LRE and DU, the basics of testing and the device of test benches]. Kirov, ICNIP, 2015, 436 p. (In Russian)
- [2] Zhukovsky A. E., Kondrusev B. C., Okorochkov V. V. *Ispytaniya zhidkostnyh raketnyh dvigatelej* [Tests of liquid rocket engines]. Moscow, Mechanical Engineering, 1992, 352 p. (In Russian)
- [3] Alexandrovskaya L. N., Kruglov V. I., Kuznetsov A. G., Kuznetsov V. A., Kutin A. A., Sholom A. M. *Teoreticheskie osnovy ispytaniy i eksperimental'naya otrabotka slozhnyh tekhnicheskikh sistem* [Theoretical foundations of testing and experimental testing of complex technical systems]. Moscow, Logos, 2003, 763 p. (In Russian)
- [4] Galeev A. G. *Osnovy ustrojstva ispytatel'nyh stendov dlya otrabotki zhidkostnyh raketnyh dvigatelej i dvigatel'nyh ustanovok* [Fundamentals of the device of test benches for testing liquid rocket engines and propulsion systems]. Peresvet, Federal State Unitary Enterprise «SIC RCP», 2010, 178 p. (In Russian)
- [5] Galeev A. G. *Ekspluatatsiya stendov dlya ispytaniy raketnyh dvigatel'nyh ustanovok* [Operation of test benches for rocket propulsion systems]. Moscow, MAI-PRINT, 2008, 96 p. (In Russian)
- [6] Liseikin V. A., Milyutin V. V., Potapov I. A., Frolov S. V. *Avtomatizatsiya ispytaniy izdelij raketno-kosmicheskoy tekhniki* [Automation of testing of rocket and space technology products] // Bulletin of the Metrologist 2005, no. 2. (In Russian)
- [7] Krinetsky E. I., Aleksandrovskaya L. N., Melnikov V. S., Maksimov N. A. *Osnovy ispytaniy letatel'nyh apparatov* [Fundamentals of aircraft testing]. Moscow, Mashinostroenie, 1989. (In Russian)
- [8] Belyaev N. M., Belyakov V. P. *Stendovye izmereniya pri ispytaniyah raketnyh dvigatelej, dvigatel'nyh ustanovok i raket* [Bench measurements during tests of rocket engines, propulsion systems and rockets]. Moscow, Mashinostroenie, 1967. (In Russian)
- [9] Liseikin V. A. *K voprosam nadezhnosti stendovykh sistem upravleniya i avarijnoj zashchity pri ispytaniyah ZHRD i DU* [On the issues of reliability of bench control systems and emergency protection during tests of LRE and DU] // Polyot, 2012, no. 12. (In Russian)
- [10] Zhukovsky A. E., Kondrusev V. S., Levin V. Ya., Okorochkov V. V. *Ispytaniya zhidkostnyh raketnyh dvigatelej* [Tests of liquid rocket engines]. Moscow, Mechanical Engineering, 1992, 350 p. (In Russian)

Сведения об авторах

Орешенко Татьяна Геннадьевна – кандидат технических наук, доцент кафедры систем автоматического управления Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Окончила Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва в 2010 году по специальности «Системы управления летательными аппаратами». Область научных интересов: системы управления, надежность, преобразовательные устройства.

Федоров Михаил Сергеевич – студент Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Область научных интересов: организация входного контроля, технология проведения испытаний, преобразовательные устройства.

Феоктистов Данил Александрович – студент Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Область научных интересов: теория автоматического управления, системы управления летательными аппаратами.

Чубарь Алексей Владимирович – кандидат технических наук, доцент кафедры систем автоматического управления Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Область научных интересов: системы управления, моделирование систем управления, преобразовательные устройства.

Широков Алексей Дмитриевич – студент Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Область научных интересов: программирование систем автоматического управления, технология проведения испытаний, теория автоматического управления.

ПРИМЕНЕНИЕ НЕЙРОННОЙ СЕТИ В РЕШЕНИИ ЗАДАЧ РАСПОЗНАВАНИЯ И КЛАССИФИКАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ИХ ОПТИЧЕСКИМ ИЗОБРАЖЕНИЯМ

К. И. Кущенко¹, Ю. В. Железняков², А. В. Волощук²,
А. А. Филонов³, А. А. Толмачев³ ✉

¹ Войсковая часть 03863,

г. Чехов, Московская область, Российская Федерация

² Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского,

г. Санкт-Петербург, Российская Федерация

³ Военная академия воздушно-космической обороны имени Маршала Советского Союза Г. К. Жукова,

г. Тверь, Российская Федерация

В последние годы количество космических объектов, находящихся в космическом пространстве, особенно в ближней операционной зоне, значительно увеличилось из-за наращивания космических группировок, в том числе двойного назначения (например, Starlink) и остатков их жизнедеятельности (космического мусора). Данный фактор повышает значимость задачи распознавания и классификации космических объектов по типам в минимально возможное время и занесения их в главный каталог космических объектов. Разработанная методика позволяет провести автоматизированный анализ оптических изображений космических объектов, используя программное обеспечение для решения задачи их распознавания и классификации по типам с применением сверточной нейронной сети. Цель исследования – повысить оперативность обработки и анализа оптических изображений космических аппаратов. Экспериментальные результаты исследования подтверждают достижение его цели. Разработанная методика вносит вклад в развитие программно-аппаратных средств обработки изображений и может быть использована при расчетах и подготовке данных для информационного обеспечения заинтересованных должностных лиц. В работе впервые подготовлен обучающий набор для сверточной нейронной сети с использованием реальных оптических изображений космических аппаратов, полученных в видимом диапазоне.

Ключевые слова: нейронная сеть, космический аппарат, оптическое изображение, задача классификации.

Введение

Одной из важнейших задач системы мониторинга космического пространства является классификация наблюдаемых космических объектов с целью их отнесения к определенному классу. Одним из наиболее информативных признаков классификации [1] являются оптические изображения, получаемые теми или иными средствами наблюдения [2].

Ручной анализ оптических изображений космических объектов, полученных оптическими инструментами, это очень долгий процесс, требующий кропотливой работы оператора-аналитика, что подтверждает актуальность автоматизации данной задачи [3].

В целях выполнения задач распознавания и классификации изображений наибольшую эффективность применения показывают нейронные сети. Существует большое разнообразие архитектур нейронных сетей, начиная от простейшего перцептрона и заканчивая современными нейросетями с большим количеством нейронов и разнообразных слоев. Широкое распространение получили глубокие нейронные сети [4].

Одними из разновидностей глубоких нейронных сетей являются сверточные нейронные сети, которые при обработке изображений показывают большую эффективность, чем многослойные перцептроны. Большое число обучаемых параметров является основным недостатком искусственных нейронных сетей, содержащих только полносвязные слои, в связи с наличием большого числа связей между нейронами. Впрочем, при решении

✉ the_lexys@bk.ru

задач, связанных с обработкой изображений, отсутствует необходимость в связях удаленных компонентов изображения друг от друга, поскольку их взаимное влияние фактически сводится к нулю. Применение свертки позволяет учитывать воздействие ограниченного числа примыкающих пикселей изображения, что способствует значительному уменьшению числа обучаемых параметров и увеличению скорости обработки. Свертка позволяет эффективно обнаруживать и запоминать множество признаков в исследуемых изображениях [5]. В подобных алгоритмах машинного обучения признаки выделяются операторами, выделено отдельное специализированное направление исследований – инженерия признаков. Однако, обработка огромных объемов данных оператором занимает большое количество сил и средств, нейронная сеть решит задачу с выделением признаков гораздо оперативнее и качественнее [6].

Содержание методики распознавания и классификации космических аппаратов на основе оптических изображений с применением нейронной сети

Программное обеспечение для реализации методики было написано на языке программирования *Python* с использованием библиотек *tensorflow* (программная библиотека открытого доступа для машинного обучения) и *keras* (откры-

тая программная библиотека для настройки, тренировки и оценки качества нейронных сетей).

Отличительной чертой нейронных сетей от математических функций и алгоритмов является необходимость обучения перед применением. Обучение нейронной сети представляет собой процесс определения весов соединений между нейронами в целях приближения требуемой функции с заданной точностью.

На первом шаге был подготовлен набор оптических изображений космических аппаратов для обучения нейронной сети, изображения космических аппаратов были взяты из открытых источников [7]. Всего 576 изображений размером 100×100 пикселей. Выбранное разрешение обусловлено тем, что изображения разных космических аппаратов на снимках очень похожи и нейронной сети потребуется больше количества пикселей с изображением для получения карты признака [8]. Набор изображений был разбит на два каталога: 360 изображений для обучения, 180 изображений для тестирования и 36 (10 % от обучающей выборки) изображений для проверки обучения нейросети (табл. 1).

Кроме того, изображения космических аппаратов были разбиты по трем типам: 1-й тип – КА мониторинга земной поверхности с оптической аппаратурой, 2-й тип – КА мониторинга земной поверхности с радиолокационной аппаратурой, 3-й тип – КА мониторинга земной поверхности с радиотехнической аппаратурой. Пример набора изображений КА первого типа изображен на рис. 1.

Таблица 1

Состав набора изображений для обучения нейросети

Класс	Количество обучающих изображений	Количество тестовых изображений	Количество изображений для проверки
Тип 1	120	60	12
Тип 2	120	60	12
Тип 3	120	60	12

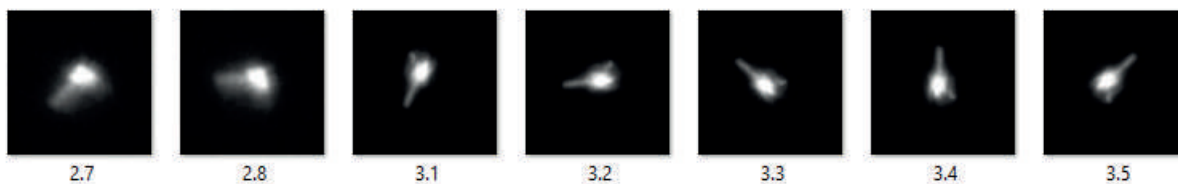


Рис. 1. Пример набора изображений из класса Тип 1

На втором шаге с использованием программного обеспечения были определены выходные значения для нейронной сети (классы, по которым будет осуществляться классификация распознанных изображений): 1-й, 2-й, 3-й тип, и выполнена проверка распределения оптических изображений космических аппаратов по классам.

На третьем шаге была выполнена нормализация входных данных. Это процесс, при котором все поступающие входные данные проходят процесс «выравнивания», то есть приведения к определенному промежутку, в нашем случае [0, 1]. Нормализация позволяет гораздо повысить скорость сходимости алгоритма обучения нейронной сети. Нормализация осуществлена путем опре-

деления наибольшего элемента вектора входных данных и деления всех значений на этот элемент:

$$U_{\text{norm}} = U / \arg \max U,$$

где U – трехмерный вектор данных; $\arg \max U$ – максимальный элемент вектора; U_{norm} – нормализо-

ванный вектор значений. Максимальное значение равнялось 255 – максимальное значение цвета в RGB изображениях.

На четвертом шаге было выполнено создание модели сверточной нейронной сети для обучения, ее архитектура представлена на рис. 2 [9].

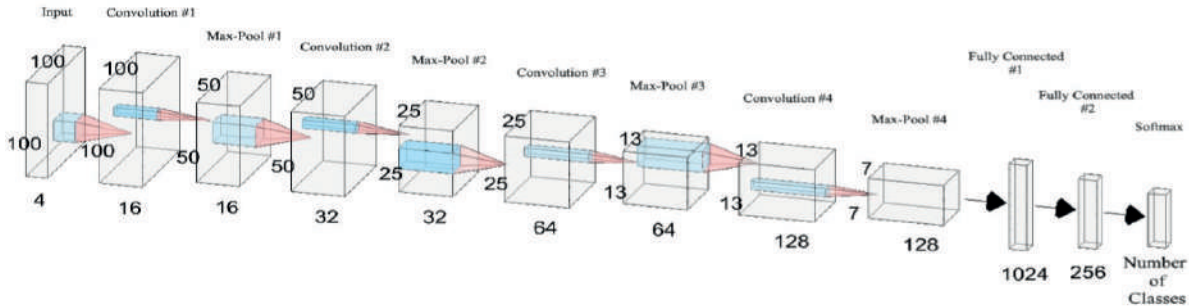


Рис. 2. Архитектура модели нейронной сети

Выбор архитектуры нейронной сети для решения задач распознавания и классификации оптических изображений космических аппаратов обусловлен ее следующими преимуществами:

- снижение количества обучаемых параметров и значительное увеличение скорости обучения по сравнению с полносвязной нейронной сетью;
- возможность распределения вычислений и реализации алгоритмов обучения сети на графических процессорах;
- стойкость к сдвигу позиции объекта во входных данных.

При реализации обучения сверточная нейронная сеть сдвигается по частям объекта. В связи с чем обучаемые признаки не зависят от позиции наиболее важных частей, то есть в каком бы месте на оптическом изображении не находился космический аппарат, нейронная сеть будет его распознавать.

Проанализируем слои созданной архитектуры нейронной сети развернуто.

Input – входные данные с указанием размерности. *Conv2D* – сверточный слой, имеющий ядро свертки. *MaxPooling* – сверточный слой, который по принципу действия очень похож на *Conv2D*, но с тем отличием, что при «движении» происходит не операция умножения, а из части данных выбирается только максимальное значение. *Dropout* – слой, который предназначен для снижения вероятности переобучения нейронных сетей. *Fullyconnected (FC)* – полносвязный слой, который состоит из нейронов, каждый из которых соединен со всеми нейронами на предыдущем слое. Основной целью слоя является классификация при помощи создания модели сложной нелинейной функции. *ReLU*, *tanh* и *Softmax* – функции активации, необходимые для формирования выходного сигнала нейронов. Он получается при преобразовании функцией

активации взвешенной суммы входных сигналов нейрона. Для активации выходных нейронов сверточных слоев применяется функция *ReLU*, она выглядит следующим образом:

$$relu(x) \begin{cases} x, & \text{если } x > 0 \\ 0, & \text{если } x \leq 0 \end{cases}$$

Ее основные преимущества – отсутствие ресурсоемких операций, отсутствие затухания градиента при обучении, быстрое обучение. Для активации выходных нейронов полносвязных слоев используется функция активации – гиперболический тангенс (*tanh*), имеющая следующие преимущества: область значений лежит в диапазоне $[-1; 1]$, простое вычисление производной. Для последних слоев, дающих результат классификации в виде прогноза класса, используется функция активации *Softmax*, она описывается формулой:

$$\sigma_{\text{softmax}}(x^i) = e^{x^i} / \sum_{k=1}^{n_c} e^{x^k},$$

где x^i – i -ое изображение, n_c – количество классов.

Таким образом, функция *Softmax* преобразует вектор признаков, полученный в нейронной сети для каждого изображения, в вектор, состоящий из чисел, лежащих в диапазоне от 0 до 1, причем сумма всех элементов каждого такого вектора равна единице [10].

По окончании создания (конструирования) модели нейронной сети с использованием программного обеспечения она получила следующий вид с 5 253 027 параметрами для обучения (рис. 3).

На пятом шаге была выполнена компиляция модели нейронной сети. Компиляция преобразует простую последовательность слоев, которую мы определили, в высокоэффективную серию матричных преобразований в формате, предназначенном для исполнения на графическом процессоре.

```

Model: "sequential"
-----
Layer (type)                Output Shape                Param #
-----
conv2d (Conv2D)              (None, 100, 100, 16)       1216
max_pooling2d (MaxPooling2D) (None, 50, 50, 16)         0
conv2d_1 (Conv2D)            (None, 50, 50, 32)         12832
max_pooling2d_1 (MaxPooling2D) (None, 25, 25, 32)         0
conv2d_2 (Conv2D)            (None, 25, 25, 64)         51264
max_pooling2d_2 (MaxPooling2D) (None, 12, 12, 64)         0
conv2d_3 (Conv2D)            (None, 12, 12, 128)        204928
max_pooling2d_3 (MaxPooling2D) (None, 6, 6, 128)         0
flatten (Flatten)            (None, 4608)                0
dense (Dense)                 (None, 1024)                4719616
dropout (Dropout)            (None, 1024)                0
dense_1 (Dense)               (None, 256)                 262400
dropout_1 (Dropout)          (None, 256)                 0
dense_2 (Dense)               (None, 3)                   771
-----
Total params: 5,253,027
Trainable params: 5,253,027
Non-trainable params: 0
    
```

Рис. 3. Вид модели нейронной сети по окончании создания (конструирования)

На *шестом* шаге было выполнено обучение модели нейросети и оценка ее качества. В общем

процесс обучения нейросети можно представить в виде, изображенном на рис. 4.

Для реализации обучения нейросети с использованием программного обеспечения необходимо определить количество эпох обучения. Эпоха обучения – это одна итерация в процессе обучения, включающая предъявление всех примеров из обучающего количества и, возможно, проверку качества обучения на контрольном множестве [11].

Обучение нейронной сети проводилось на различном количестве эпох обучения от 10 до 50 эпох, лучшие результаты получения точности предсказаний нейросети получены с 30 эпохами обучения и приведены в табл. 2, обучение нейронной сети с увеличением эпох более 30 не позволило получить точности предсказаний более 0,97.

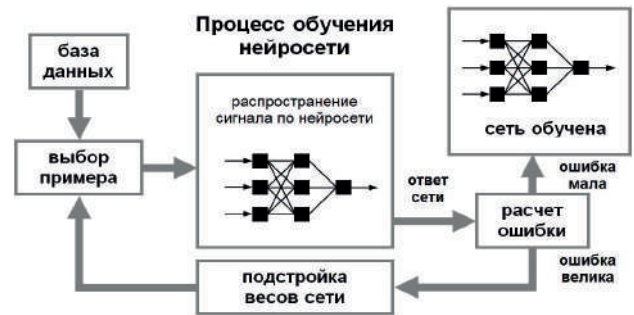


Рис. 4. Процесс обучения нейросети

Таблица 2

Результаты обучения модели нейросети

Номер эпохи обучения	Обучающий набор изображений		Проверочный набор изображений	
	Ошибка	Точность	Ошибка	Точность
1	86,82	0,29	4,01	0,36
2	2,58	0,34	1,08	0,38
3	1,08	0,41	1,08	0,38
4	1,08	0,41	1,09	0,36
5	1,08	0,36	1,07	0,36
6	1,05	0,42	1,02	0,52
7	0,99	0,44	0,91	0,50
8	0,94	0,53	0,85	0,63
9	0,87	0,58	0,82	0,55
10	0,79	0,61	0,71	0,66
...
25	0,12	0,96	0,35	0,77
26	0,10	0,95	0,41	0,86
27	0,12	0,94	0,41	0,80
28	0,13	0,94	0,38	0,80
29	0,08	0,96	0,52	0,80
30	0,07	0,97	0,40	0,83

Результаты обучения модели нейросети:
обучающий набор изображений:

- точность предсказаний – 30 эпох на 36 % > 10 эпох, 30 эпох на 1 % > 25 эпох;
- ошибка предсказаний – 30 эпох на 72 % < 10 эпох, 30 эпох на 5 % < 25 эпох;

проверочный набор изображений:

- точность предсказаний – 30 эпох на 17 % > 10 эпох, 30 эпох на 6 % > 25 эпох;
- ошибка предсказаний – 30 эпох на 31 % < 10 эпох, 30 эпох на 5 % < 25 эпох.

Далее с использованием программного обеспечения была произведена оценка качества обучения модели нейросети на тестовых данных: ошибка – 0,07, точность предсказаний – 0,97, доля верных ответов на тестовых данных составила 97 %. График оценки доли верных ответов на эпохах обучения и график оценки ошибок на эпохах обучения представлены на рис. 5, 6.

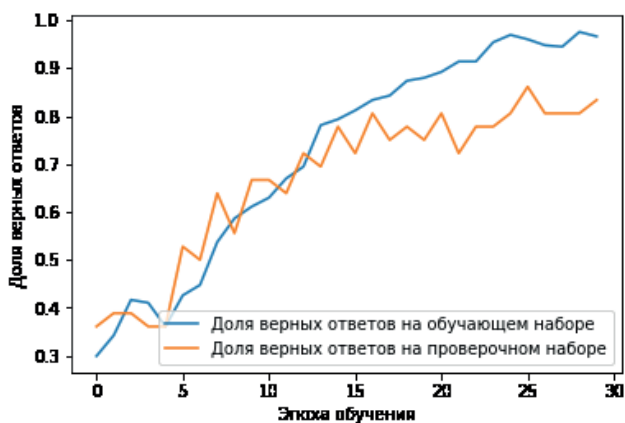


Рис. 5. График оценки доли верных ответов на эпохах обучения

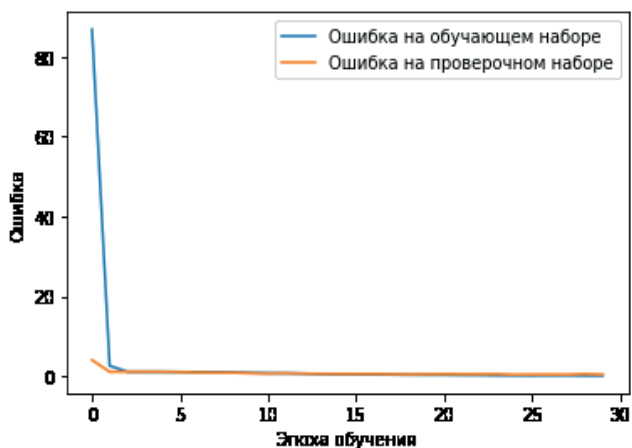


Рис. 6. График оценки ошибок на эпохах обучения

Полученное значение показателя качества обучения модели нейронной сети данной архитектуры достаточно высокое, так как показатели качества обучения похожих моделей нейросетей, доказавших свою эффективность в других экспериментах и международных соревнованиях по

программированию, распознаванию и классификации изображений, составляет 96,5–98,5 %.

На *седьмом* шаге с целью проведения экспериментов по распознаванию и классификации оптических изображений космических аппаратов с использованием программного обеспечения было реализовано:

- импорт изображения размером 100×100 пикселей в программную среду;
- преобразование изображения из трехмерного в одномерный массив для подачи на вход нейронной сети, таким образом изображения размером 100×100 были преобразованы в массивы, содержащие 10000 элементов;
- предсказание классов: Тип 1 – 0, Тип 2 – 1, Тип 3 – 2.

Для демонстрации выполнения седьмого шага методики было выполнено 3 эксперимента по распознаванию и классификации космических аппаратов на основе оптических изображений, результаты экспериментов приведены в табл. 3, 4 и на рис. 7. Обученная модель нейросети успешно справилась с распознаванием и классификацией поданных в нее оптических изображений космических аппаратов.

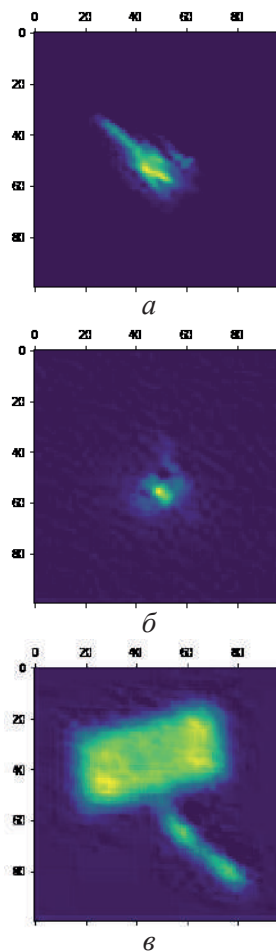
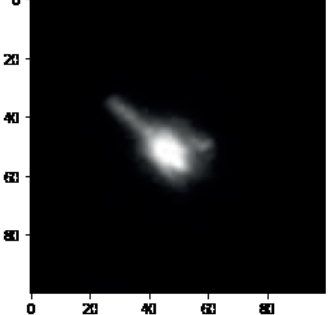
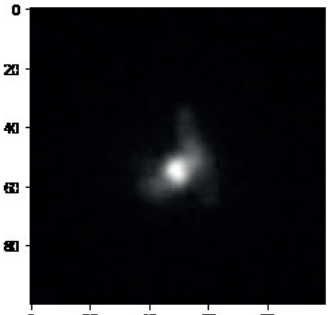
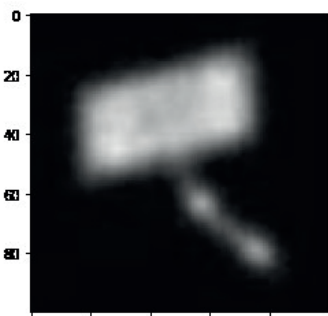


Рис. 6. Визуализация машинного зрения признаков в сверточном слое: а – эксперимент № 1; б – эксперимент № 2; в – эксперимент № 3

Таблица 3

Результаты демонстративных экспериментов

№ п/п	Поданное изображение КА на вход нейросети	Предсказания	Печать результатов
1		[0,40846568, 0,30457336, 0,28696108]	Номер класса: 0 Название класса: Тип 1
2		[0,22658945, 0,32578925, 0,42910256]	Номер класса: 2 Название класса: Тип 3
3		[0,31252235, 0,45236842, 0,21568552]	Номер класса: 1 Название класса: Тип 2

Для оценки эффективности работы нейросети по распознаванию и классификации изображений космических аппаратов по назначению было проведено дополнительно 30 экспериментов, в том числе

и с подачей на вход нейросети оптических изображений космических аппаратов, отсутствующих в наборе для обучения и тестирования нейронной сети. Результаты экспериментов представлены в табл. 4.

Таблица 4

Результаты проведенных экспериментов

№ п/п	Источник изображения	Результат предсказания	Оценка предсказания	Процент верных ответов
1.	Из набора	0,45236842	Верно	
2.	Из набора	0,41235569	Верно	
3.	Из набора	0,42589872	Верно	
4.	Из набора	0,40253669	Верно	
5.	Из набора	0,39256466	Не верно	
6.	Из набора	0,42596433	Верно	

7.	Из набора	0,43389533	Верно	86,6
8.	Из набора	0,48563245	Верно	
9.	Из набора	0,42335897	Верно	
10.	Из набора	0,45666800	Верно	
11.	Из набора	0,41256897	Верно	
12.	Из набора	0,35459521	Не верно	
13.	Из набора	0,40256984	Верно	
14.	Из набора	0,42599842	Верно	
15.	Из набора	0,40569871	Верно	
16.	Отсутствует в наборе	0,41256842	Верно	
17.	Отсутствует в наборе	0,35458725	Не верно	
18.	Отсутствует в наборе	0,40256899	Верно	
19.	Отсутствует в наборе	0,39562230	Не верно	
20.	Отсутствует в наборе	0,46125600	Верно	
21.	Отсутствует в наборе	0,40256980	Верно	
22.	Отсутствует в наборе	0,41002568	Верно	
23.	Отсутствует в наборе	0,41256982	Верно	
24.	Отсутствует в наборе	0,34358974	Не верно	
25.	Отсутствует в наборе	0,45236598	Верно	
26.	Отсутствует в наборе	0,33569887	Не верно	
27.	Отсутствует в наборе	0,45669872	Верно	
28.	Отсутствует в наборе	0,41256982	Верно	
29.	Отсутствует в наборе	0,45989635	Верно	
30.	Отсутствует в наборе	0,33456987	Не верно	

Результат предсказаний 30 проведенных экспериментов составил 76,6 %, что на 20,6 % отличается от доли верных ответов тестовых данных, полученных при обучении модели нейронной сети (97,2 %). Хуже результаты были получены с экспериментами оптических изображений, отсутствующих в наборе для обучения и тестирования модели нейронной сети (66,6 %). Полученные результаты в первую очередь связаны с небольшим количеством изображений в наборе для обучения нейронной сети. Для эффективного обучения принято использовать от 4000 изображений до 1,5 миллиона. Вместе с тем экспериментальные результаты даже с 360 оптическими изображениями космических аппаратов позволили успешно обучить нейронную сеть

и реализовать методику распознавания и классификации космических аппаратов.

Заключение

Разработанная методика распознавания и классификации космических аппаратов на основе оптических изображений с применением нейронной сети и ее реализация с применением программного обеспечения на языке программирования *Python* позволяет повысить оперативность обработки и анализа оптических изображений космических аппаратов. Методика может быть использована при расчете и подготовки данных для информационного обеспечения заинтересованных лиц.

Список литературы

- [1] Куприянов Н. А., Логунов С. В., Хегай Д. К., Сидоров Б. П., Шпак А. В. Модель оценивания информативности высокоширотного траекторного измерительного комплекса // Научные технологии. 2021. № 3. С. 89–97.
- [2] Гусеница Я. Н., Мишуков О. А., Оркин В. В., Коробков А. А. Методика распознавания маневрирующих космических аппаратов на основе нейросетевой классификации радиолокационных изображений // Известия института инженерной физики. 2020. № 4 (58). С. 38–39.

- [3] Денисов А. В., Попов В. В., Логунов С. В., Карев П. В. Оптико-электронный комплекс детального наблюдения // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2020. № 1. С. 24–31.
- [4] Созыкин А. В. Обзор методов обучения глубоких нейронных сетей // Вестник ЮУрГУ. Серия: Вычислительная математика и информатика. 2017. № 3. С. 28–59.
- [5] LeCun Y., Bottou L., Bengio Y., Haffner P. Gradient-based learning applied to document recognition // Proceedings of the IEEE. 1998. no. 11. pp. 2278–2324.
- [6] Цыцулин А. К., Бобровский А. И. Горизонты различения объектов системами видеоконтроля сближения космических аппаратов // Вопросы радиоэлектроники. Серия: Техника телевидения. 2022. Вып. 3. С. 3–14.
- [7] Ralf Vandebergh [Электронный ресурс]. URL: <https://twitter.com/ralfvandebergh/status/1252942466254323712?lang=gl> (дата обращения: 27.02.2022).
- [8] Цыцулин А. К., Бобровский А. И., Морозов А. В. Синтез космической видеоинформационной системы при широком диапазоне изменения дальности до объекта // Вопросы радиоэлектроники. Серия: Техника телевидения. 2020. Вып. 2. С. 19–37.
- [9] Oltean M., Mureşan H. Fruit recognition from images using deep learning // Acta Univ. Sapientiae, Informatica. 2018. no. 1. pp. 26–42.
- [10] Кучма М. О., Воронин В. В., Блощинский В. Д. Настройка, обучение и тестирование сверточной нейронной сети в задаче тематической обработки спутниковых изображений // Информатика и системы управления. 2021. № 1 (67). С. 94–95.
- [11] Гусеница Я. Н., Завалишин М. А., Пестун У. А. Моделирование информационных средств контроля космического пространства, функционирующих в условиях динамически изменяющейся космической обстановки // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. 2011. № 632. С. 44–49.

THE USE OF A NEURAL NETWORK IN SOLVING PROBLEMS OF RECOGNITION AND CLASSIFICATION OF SPACECRAFT BY THEIR OPTICAL IMAGES

**K. I. Kushchenko¹, Yu. V. Zheleznyakov², A. V. Voloshchuk²,
A. A. Filonov³, A. A. Tolmachev³**

¹ Military unit 03863,
Chekhov, Moscow oblast, Russian Federation

² Mozhaisky Military Space Academy,
Saint Petersburg, Russian Federation

³ Military Aerospace Defense Academy,
Tver, Russian Federation

In recent years, the number of space objects located in near-Earth outer space, especially in the near operational zone, has increased significantly due to the build-up of space groupings, including dual-use (for example, Starlink) and the remnants of their vital activity (space debris). This factor increases the importance of the task of recognizing and classifying space objects by type in the shortest possible time and entering them into the main catalog of space objects. The developed methodology allows automated analysis of optical images of space objects using software to solve the problem of their recognition and classification by type using a convolutional neural network. The purpose of the study is to increase the efficiency of processing and analysis of optical images of spacecraft. The experimental results of the study confirm the achievement of the research goal. The developed methodology contributes to the development of software and hardware for image processing and can be used in calculations and data preparation for information support of interested officials. For the first time, a training set for a convolutional neural network has been prepared using real optical images of spacecraft obtained in the visible range.

Keywords: neural network, spacecraft, optical images, classification.

References

- [1] Kupriyanov N. A., Logunov S. V., Hegai D. K., Sidorov B. P., Shpak A. V. *Model' ocenivaniya informativnosti vysokoshirotnogo tra-ektornogo izmeritel'nogo kompleksa* [A model for evaluating the informativeness of a high-latitude instrument measuring complex] // High-tech technologies, 2021, no. 3, pp. 89–97. (In Russian)
- [2] Caterpillar Ya. N., Mishukov O. A., Orkin V. V., Korobkov A. A. *Metodika raspoznavaniya manevriruyushchih kosmicheskikh apparatov na osnove nejrosetevoj klassifikacii radiolokacionnyh izobrazhenij* [Methods of recognition of maneuvering spacecraft based on neural network classification of radar images] // Proceedings of the Institute of Engineering Physics, 2020, no. 4 (58), pp. 38–39. (In Russian)
- [3] Denisov A. V., Popov V. V., Logunov S. V., Karev P. V. *Optiko-elektronnyj kompleks detal'nogo nablyudeniya* [Optoelectronic complex of de-tailed observation] // Scientific and Technical Bulletin of Information Technologies, Mechanics and Optics, 2020, no. 1, pp. 24–31. (In Russian)
- [4] Sozykin A. V. *Obzor metodov obucheniya glubokih nejronnyh setej* [Review of methods of teaching deep neural networks] // Bulletin of SUSU. Series: Computational Mathematics and Informatics, 2017, no. 3, pp. 28–59. (In Russian)
- [5] LeCun Y., Bottou L., Bengio Y., Haffner P. Gradient-based learning applied to document recognition // Proceedings of the IEEE, 1998, no. 11, pp. 2278–2324.
- [6] Tsitsulin A. K., Bobrovsky A. I. *Gorizonty razlicheniya ob"ektov sistemami videokontrolya sblizheniya kosmicheskikh apparatov* [Horizons of object discrimination by video monitoring systems of spacecraft approach] // Voprosy Radioelectronics. Series: Television Technology, 2022, issue 3, pp. 3–14. (In Russian)
- [7] Ralf Vandebergh. Available at: twitter.com/ralfvandebergh/status/1252942466254323712?lang=gl (accessed 27.02.2022).
- [8] Tsitsulin A. K., Bobrovsky A. I., Morozov A. V. *Sintez kosmicheskoy videoinformacionnoj sistemy pri shirokom diapazone izmeneniya dal'nosti do ob"ekta* [Synthesis of a space video information system with a wide range of range changes to the object] // Voprosy Radioelectronics. Series: Television technique, 2020, issue 2, pp. 19–37. (In Russian)
- [9] Oltean M., Mureşan H. Fruit recognition from images using deep learning // Acta Univ. Sapientiae, Informatica, 2018, no. 1, pp. 26–42.
- [10] Kuchma M. O., Voronin V. V., Bloshchinsky V. D. *Nastrojka, obuchenie i testirovanie svertochnoj nejronnoj seti v zadache tematicheskoy obrabotki sputnikovyyh izobrazhenij* [Setup, training and testing of a convolutional neural network in the task of thematic processing of satellite images] // Informatics and control systems, 2021, no. 1 (67), pp. 94–95. (In Russian)
- [11] Caterpillar Ya. N., Zavalishin M. A., Pestun U. A. *Modelirovanie informacionnyh sredstv kontrolya kosmicheskogo prostranstva, funkcioniruyushchih v usloviyah dinamicheski izmenyayushchejsya kosmicheskoy obstanovki* [Modeling of information means of space control functioning in a dynamically changing space environment] // Proceedings of the Military Space Academy named after A. F. Mozhaysky, 2011, no. 632, pp. 44–49. (In Russian)

Сведения об авторах

Волощук Алексей Валерьевич – слушатель Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. Окончил Санкт-Петербургское высшее военное училище радиоэлектроники в 2007 году. Область научных интересов: системный анализ, автоматизированные системы управления, информационные системы.

Железняков Юрий Валерьевич – старший преподаватель кафедры Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. Окончил Военную академию противовоздушной обороны имени Маршала Советского Союза Г. К. Жукова в 1995 году. Область научных интересов: системный анализ, автоматизированные системы управления, устойчивость информационных систем.

Куценко Константин Игоревич – начальник эксплуатационного отдела войсковой части 03863. Окончил Военно-космическую академию имени А. Ф. Можайского в 2022 году. Область научных интересов: системный анализ, автоматизированные системы управления, информационные системы.

Толмачев Алексей Александрович – кандидат военных наук, докторант Военной академии воздушно-космической обороны имени Маршала Советского Союза Г. К. Жукова. Окончил Военно-космическую академию имени А. Ф. Можайского в 2008 году. Область научных интересов: теория эффективности, исследование операций, системный анализ, автоматизированные системы управления, программная инженерия, вычислительные системы.

Филонов Андрей Александрович – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры Военной академии воздушно-космической обороны имени Маршала Советского Союза Г. К. Жукова. Окончил Даугавпилсское высшее военное авиационное инженерное училище имени Яна Фабрициуса в 1992 году. Область научных интересов: радиолокационное распознавание, автоматизированные системы управления.

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ ИСТОЧНИКА РАДИОСИГНАЛА В СИСТЕМАХ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ

Р. С. Блюмберг, В. В. Сухотин✉, О. И. Сизых

Сибирский федеральный университет,
г. Красноярск, Российская Федерация

Телекоммуникации глубоко проникли во все сферы деятельности человека. В связи с применением цифровых технологий стало возможным в одном потоке (не раздельно) передавать и принимать информацию различного рода. Для обеспечения передачи данных из любой точки земного шара в другую точку с использованием искусственных спутников Земли достаточно трех геостационарных спутников. Системы передачи данных с использованием искусственных спутников Земли должны содержать как минимум две земные станции и ретранслятор коммуникационного искусственного спутника Земли. В аппаратуре земной станции нет средств борьбы с любыми типами искусственных помех. Постановщик помехи (нелегитимный пользователь) может излучать сигнал из любой точки пространства в пределах телекоммуникационной спутниковой системы. В работе приведен анализ существующих методов определения координат источника радиосигнала, описан метод определения координат источника радиосигнала (нелегитимного пользователя) в системах спутниковых телекоммуникаций с использованием геостационарного космического аппарата. В основе разработки рассматривалась трехпозиционная виртуальная антенная решетка, позиции которой определяли основание неправильного тетраэдра, а сам источник радиосигнала являлся его вершиной. В ходе решения были составлены канонические уравнения прямых в пространстве, в точке пересечения которых находится источник радиосигнала. Координатами источника радиосигнала явились корни системы уравнений при нахождении единичных векторов, лежащих на этих прямых.

Ключевые слова: виртуальная антенная решетка, геостационарная орбита, стационарный источник радиосигнала, система линейных уравнений.

Введение

Телекоммуникации глубоко проникли во все сферы деятельности человека. Для обеспечения передачи данных из любой точки земного шара в другую точку с использованием искусственных спутников Земли (ИСЗ) достаточно трех геостационарных спутников [1, с. 478].

Системы передачи данных с использованием ИСЗ должны содержать как минимум две земные станции (ЗС) и ретранслятор коммуникационного ИСЗ. В аппаратуре ЗС нет средств борьбы с любыми типами искусственных помех [2, с. 156]. Постановщик помехи [3, с. 3] (нелегитимный пользователь) может излучать сигнал, содержащий любого рода информацию.

Перед разработчиками стоит задача исключить влияние действия помехи, одним из способов

является определение координат источника радиосигнала (ИрС). Существуют методы определения координат, основанные на решении нелинейных уравнений [1–3; 4, с. 10–14].

Цель работы заключается в разработке метода определения координат в телекоммуникационной системе с геостационарным космическим аппаратом (КА) с использованием единичных векторов.

Задачи работы: провести обзор существующих аналогов и разработать метод определения координат стационарного ИрС с использованием единичных векторов.

1. Существующие методы

Для определения координат постановщика помехи приемный тракт, расположенный на ЗС, должен содержать в себе как стандартные, так и специализированные устройства:

- антенно-фидерное устройство (АФУ);

✉ vsuhotin@sfu-kras.ru

- усилитель высокой частоты (УВЧ);
- тракт преобразования частоты (ПЧ);
- устройство определения координат (УОК), в составе: фильтр (Ф), фазометр, электронно-вычислительная машина (ЭВМ).

Структурная схема ЗС определения координат ИрС представлена на рис. 1 и схожа с [5, с. 50].

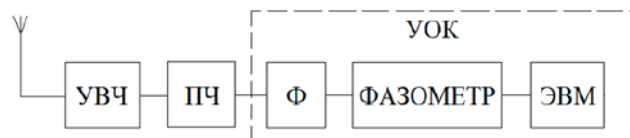


Рис. 1. Структурная схема ЗС определения координат ИрС

Наибольший интерес представляет блок УОК, в котором субблок Ф выделяет несущую частоту принятого сигнала, прошедшего через все предыдущие блоки (УВЧ, ПЧ), а с фазометра измеряется и запоминается фаза несущей в каждой позиции виртуальной антенной решетки (ВАР), благодаря чему определяется разность фаз. В ЭВМ заложен алгоритм определения координат.

Проведем обзор существующих методов и исследований в данной области.

Существует достаточное количество способов определения координат в области радиопеленгации по ретрансляционному сигналу, но каждый из них имеет свои особенности. Так как в работе ИрС рассматривается как стационарный, то соответственно определение координат частотным методом становится практически невозможным. Одним из рассматриваемых решений может быть предложен фазовый метод радиопеленгации, у которого достаточно высокая точность, что нельзя сказать про амплитудный метод. Существенным недостатком данного метода является нестабильность зависимости пеленгационной характеристики и точности измерения угловых координат от фазовых характеристик трактов [6, с. 24].

Несанкционированное использование частотно-энергетического ресурса приводит к убыткам операторов спутниковой связи. Определение местоположения источника сигналов («пиратской» VSAT-станции) позволит определить борьбу с нарушителем уже на законно-правовой основе [7, с. 4]. В [7] рассматривается определение координат нестационарного источника радиосигнала с помощью одного или нескольких КА, расположенных на геостационарной орбите, с помощью измерения временных задержек для вычисления значений дальностей от ИСЗ до определяемого объекта. Дополнительные значения дальностей, в случае с одним КА, можно получить благодаря нестабильности местопо-

жения (дрейфа) спутника на геостационарной орбите [7, с. 8].

Архитектура системы определения местоположения VSAT-станции в спутниковой сети приведена на рис. 2. В состав архитектуры входят: центральная земная станция (ЦЗС), ИСЗ, терминал, станция радиомониторинга (СРМ), содержащая в своем составе устройство контроля временных задержек (УКВЗ). Контроль временных задержек, которые передаются в сети для удаленных терминалов, осуществляется на станции радиомониторинга. Временные задержки позволяют определить протяженность радиотрасс между ЦЗС и спутником, между спутником и удаленным терминалом. Трех значений дальностей от источника (ИСЗ) до определяемого объекта (терминала) достаточно для успешного решения задачи местоположения VSAT-станции [7, с. 8].

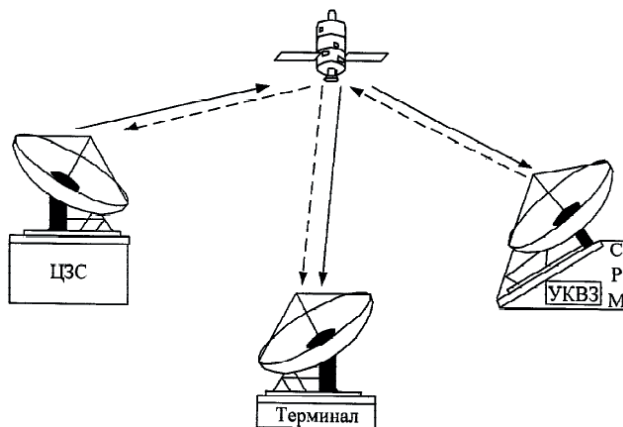


Рис. 2. Архитектура системы определения местоположения VSAT-станции в спутниковой сети

Данный способ используется для определения угловых координат VSAT-станции и основан на применении нескольких земных станций с контролем временных задержек.

Для создания пространственной многопозиционной системы и определения угловых координат пиратского пользователя необходимо иметь как минимум 3 КА. Не всегда представляется возможным определить местонахождение ИрС даже с помощью трех и более КА, из-за того что они могут быть разбросаны и находиться в позициях, противоположных ИрС. Есть возможность определять все те же самые координаты, но только используя один КА, как было сказано выше, используя перемещение КА по суточной траектории на геостационарной орбите (ГСО) благодаря дрейфу относительно подспутниковой точки. Факт того, что КА находится на ГСО, из-за особенности орбиты облегчает решение поставленной задачи тем, что скорость КА относительно скорости вращения ИрС на Земле одинаковая. В [8] рассматривается вопрос определения координат одним КА, но отличительной чертой является то, что в работе

предлагаемый способ может быть использован на КА, находящихся на орбитах ИСЗ, кроме геостационарной [8, с. 5].

На рис. 3 представлена схема создания пространственной многопозиционной системы одиночным КА [8, с. 13]. Здесь рассматривается одиночный КА, находящийся в различных точках с течением времени: $КА(t_1)$, $КА(t_2)$, $КА(t_3)$.

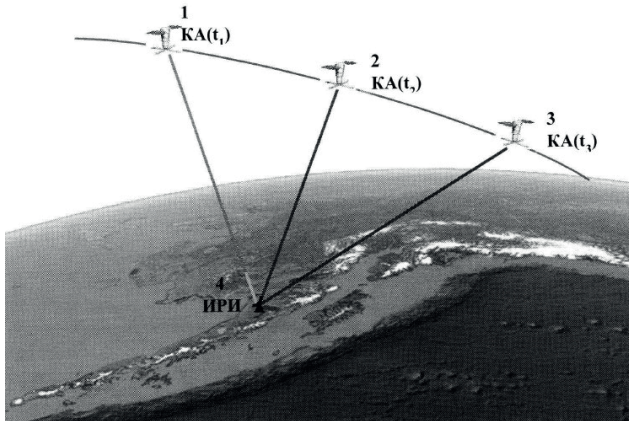


Рис. 3. Схема создания пространственной многопозиционной системы из одного КА

Способ основан на вычислении времени прихода в приемную аппаратуру КА одних и тех же отдельных фрагментов излучаемой периодической последовательности сигналов путем интерполирования по времени этих фрагментов, принятых в разнесенных точках орбиты КА. Затем обрабатывают приемной аппаратурой одного космического аппарата фрагменты сигналов и, по разности между временами прихода реальных импульсов и вычисленными положениями импульсов на оси времени, определяют координаты источника радиозлучения на поверхности земного шара радиодальномерным методом.

В методах определения координат ИРС, приведенных в [4], задача решалась с помощью реше-

ния нелинейных уравнений, основанных на использовании конусов и пирамиды. Рассматриваемый метод, основанный на использовании пирамиды, можно решить несколькими способами, один из которых приведен в [4], где точка расположения ИРС проецировалась на основание пирамиды, и производился поворот и перенос осей вспомогательной системы координат. В данном методе можно решить задачу по-другому, используя единичные векторы и их скалярное произведение. Предлагаемый способ решения задачи не был рассмотрен в [4].

2. Метод определения координат стационарного источника радиосигнала с использованием единичных векторов

На рис. 4 представлено геометрическое построение положения геостационарного спутника в точках A , B и C относительно ИРС, расположенного в точке O . Сигнал приходит из точки O в позиции $A-B$ под углом α , $B-C$ – под углом β и $C-A$ – под углом γ . Разность фаз соответственно снимается с антенны, расположенной в этих позициях. Определение направления прихода волны возможно при измерении разности фаз $\Delta\psi$ между сигналами, принятыми в разных точках стояния спутника, знании частоты ω принятого сигнала и знании базы d ВАР [2, с. 157]. Координаты точек A , B и C определяются, например, с помощью радиодальномерного метода. В совокупности ВАР и точка O образуют неправильный тетраэдр $OABC$.

Из принятого модулированного сигнала выделяется несущая частота f_0 .

Длина волны несущей λ_0 равна:

$$\lambda_0 = \frac{c}{f_0}, \quad (1)$$

где c – скорость света.

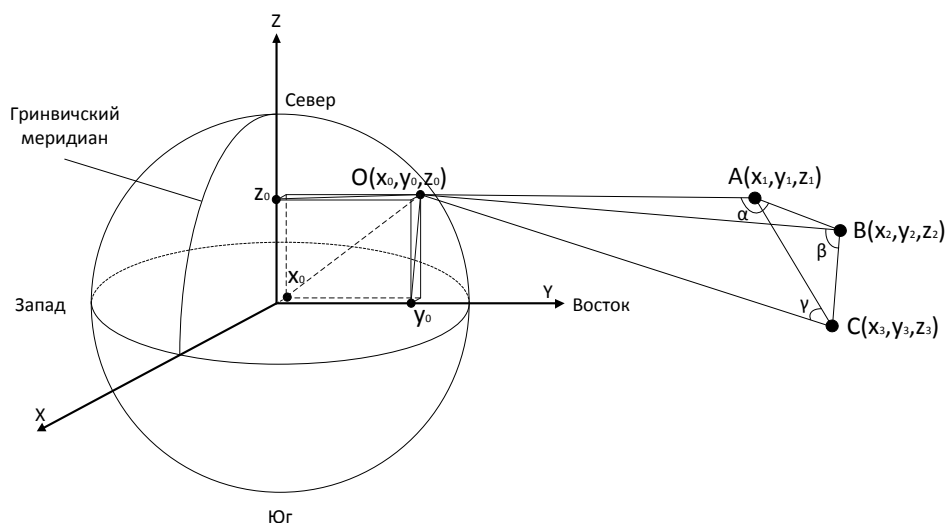


Рис. 4. Геометрическое построение виртуальной антенной решетки относительно источника радиосигнала

На рис. 5 стрелками обозначено направление прихода волны на виртуальную антенную решетку относительно позиции $A-B$. Сигнал распространяется прямолинейно со скоростью света c в каждую из точек A и B [5; 6; 7, с. 6]. В точках B и B' разность фаз равна нулю, т. к. волна приходит в эти точки одновременно.

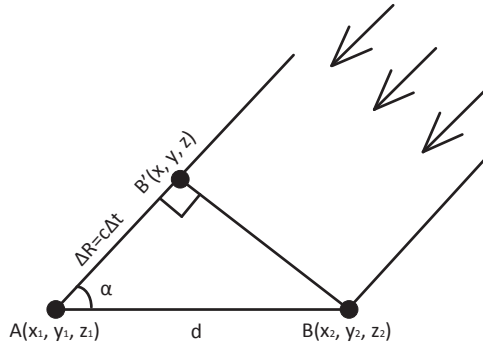


Рис. 5. Направление прихода волны на виртуальную антенную решетку относительно позиции $A-B$

Из рис. 5 видно, что волна приходит под углом α , соответственно $\cos(\alpha)$ равен:

$$\begin{aligned} \cos(\alpha) &= \frac{\Delta R}{d} = \frac{c \cdot \Delta t}{d} = \frac{c \cdot \Delta \Psi}{\omega \cdot d} \\ &= \frac{c \cdot \Delta \Psi}{2\pi \cdot f_0 \cdot d} = \frac{\lambda_0 \cdot \Delta \Psi}{2\pi \cdot d}. \end{aligned} \quad (2)$$

Из (2) угол прихода волны α равен:

$$\alpha = \arccos\left(\frac{\lambda_0 \cdot \Delta \Psi}{2\pi \cdot d}\right), \quad (3)$$

где $\Delta \Psi$ – разность фаз, d – база антенн.

Необходимо найти координаты x_0, y_0 и z_0 в точке O при известных параметрах, таких как:

- углы: $OAB(\alpha), OBC(\beta)$ и $OCA(\gamma)$;
- координаты точек A, B и C .

Для определения координат точки O необходимо рассмотреть плоскость OAB . Прямые AO и BO пересекаются в точке O , соответственно необходимо найти точку пересечения этих прямых, достигается это путем составления канонических уравнений в пространстве.

Для прямых AO и BO канонические уравнения прямой в пространстве принимают вид [9, с. 11]:

$$\frac{x_0 - x_1}{a_x} = \frac{y_0 - y_1}{a_y} = \frac{z_0 - z_1}{a_z}, \quad (4)$$

где x_1, y_1 и z_1 – координаты КА в точке A ; a_x, a_y и a_z – координаты вектора a .

$$\frac{x_0 - x_2}{b_x} = \frac{y_0 - y_2}{b_y} = \frac{z_0 - z_2}{b_z}, \quad (5)$$

где x_2, y_2 и z_2 – координаты КА в точке B ; b_x, b_y и b_z – координаты вектора b .

Векторы a и b являются направляющими векторами прямых AO и BO . Решение системы

линейных алгебраических уравнений (6) будет решением нахождения координат точки O .

$$\begin{cases} \frac{x_0 - x_1}{a_x} = \frac{y_0 - y_1}{a_y} \\ \frac{y_0 - y_1}{a_y} = \frac{z_0 - z_1}{a_z} \\ \frac{x_0 - x_2}{b_x} = \frac{y_0 - y_2}{b_y} \\ \frac{y_0 - y_2}{b_y} = \frac{z_0 - z_2}{b_z} \end{cases} = \quad (6)$$

$$\begin{cases} x_0 \cdot a_y - x_1 \cdot a_y - y_0 \cdot a_x + y_1 \cdot a_x = 0 \\ y_0 \cdot a_z - y_1 \cdot a_z - z_0 \cdot a_y + z_1 \cdot a_y = 0 \\ x_0 \cdot b_y - x_2 \cdot b_y - y_0 \cdot b_x + y_2 \cdot b_x = 0 \\ y_0 \cdot b_z - y_2 \cdot b_z - z_0 \cdot b_y + z_2 \cdot b_y = 0 \end{cases}$$

В (7) приведена матрица на основе (6):

$$\begin{aligned} &\begin{pmatrix} a_y & -a_x & 0 & | & y_1 \cdot a_x - x_1 \cdot a_y \\ 0 & a_z & -a_y & | & z_1 \cdot a_y - y_1 \cdot a_z \\ b_y & -b_x & 0 & | & y_2 \cdot b_x - x_2 \cdot b_y \\ 0 & b_z & -b_y & | & z_2 \cdot b_y - y_2 \cdot b_z \end{pmatrix} = \\ &= \begin{pmatrix} 1 & -\frac{a_x}{a_y} & 0 & | & \frac{y_1 \cdot a_x - x_1 \cdot a_y}{a_y} \\ 0 & 1 & -\frac{a_y}{a_z} & | & \frac{z_1 \cdot a_y}{a_z} - y_1 \\ 1 & -\frac{b_x}{b_y} & 0 & | & \frac{y_2 \cdot b_x - x_2 \cdot b_y}{b_y} \\ 0 & 1 & -\frac{b_y}{b_z} & | & \frac{z_2 \cdot b_y}{b_z} - y_2 \end{pmatrix}. \end{aligned} \quad (7)$$

Выразив и приравняв x_0 из первого и третьего уравнения матрицы, получается следующее:

$$y_0 \cdot \left(\frac{a_x}{a_y} - \frac{b_x}{b_y}\right) = \frac{y_2 \cdot b_x - x_2 \cdot b_y}{b_y} - \frac{y_1 \cdot a_x - x_1 \cdot a_y}{a_y}. \quad (8)$$

Упростив (8) и выразив оттуда координату y_0 , получится:

$$y_0 = \frac{a_y \cdot [b_y \cdot (x_1 - x_2) + y_2 \cdot b_x] - y_1 \cdot a_x \cdot b_y}{a_x \cdot b_y - a_y \cdot b_x}. \quad (9)$$

Выражая из первого уравнения матрицы (7) x_0 и подставляя в него (9), получим:

$$\begin{aligned} x_0 &= \frac{y_1 \cdot a_x}{a_y} - x_1 + \\ &+ \frac{a_x \cdot (a_y [b_y \cdot (x_1 - x_2) + y_2 \cdot b_x] - y_1 \cdot a_x \cdot b_y)}{a_y (a_x \cdot b_y - a_y \cdot b_x)}. \end{aligned} \quad (10)$$

Выразив и приравняв y_0 из второго и четвертого уравнения матрицы (7), получается следующее:

$$z_0 \cdot \left(\frac{a_y}{a_z} - \frac{b_y}{b_z} \right) = \frac{z_2 \cdot b_y - y_2 \cdot b_z}{b_z} - \frac{z_1 \cdot a_y - y_1 \cdot a_z}{a_z}. \quad (11)$$

Из (11) координата z_0 равна:

$$z_0 = \frac{a_z \cdot [b_z \cdot (y_1 - y_2) + z_2 \cdot b_y] - z_1 \cdot a_y \cdot b_z}{a_y \cdot b_z - a_z \cdot b_y}. \quad (12)$$

В итоге, координаты точки O равны:

$$\begin{cases} x_0 = \frac{y_1 \cdot a_x}{a_y} - x_1 + \frac{a_x \cdot \{a_y \cdot [b_y \cdot (x_1 - x_2) + y_2 \cdot b_x] - y_1 \cdot a_x \cdot b_y\}}{a_y \cdot (a_x \cdot b_y - a_y \cdot b_x)} \\ y_0 = \frac{a_y \cdot [b_y \cdot (x_1 - x_2) + y_2 \cdot b_x] - y_1 \cdot a_x \cdot b_y}{a_x \cdot b_y - a_y \cdot b_x} \\ z_0 = \frac{a_z \cdot [b_z \cdot (y_1 - y_2) + z_2 \cdot b_y] - z_1 \cdot a_y \cdot b_z}{a_y \cdot b_z - a_z \cdot b_y} \end{cases}. \quad (13)$$

В (13) в качестве неизвестных выступают параметры a_x, a_y, a_z, b_x, b_y и b_z , которые необходимо найти. Для этого введем векторы в неправильном тетраэдре. В табл. 1 представлены векторы и их обозначения.

Для расчета составляющих векторов внесем изменения в рис. 4. На рис. 6 наглядно приведены векторы из табл. 1. Рассмотрим плоскость OAB . Т. к. известен угол α между векторами a и d , полностью известен вектор d и частично известен вектор a , воспользуемся скалярным произведением векторов.

Скалярное произведение векторов a и d равно [10, с. 17]:

$$(a, \vec{d}) = |a| \cdot |\vec{d}| \cdot \cos(\alpha). \quad (14)$$

Таблица 1

Обозначения и координаты векторов неправильного тетраэдра

Вектор	Обозначение вектора	Координаты вектора
AO	a	$a \{x_0 - x_1; y_0 - y_1; z_0 - z_1\}$
BO	b	$b \{x_0 - x_2; y_0 - y_2; z_0 - z_2\}$
CO	c	$c \{x_0 - x_3; y_0 - y_3; z_0 - z_3\}$
AB	d	$d \{x_2 - x_1; y_2 - y_1; z_2 - z_1\}$
BC	e	$e \{x_3 - x_2; y_3 - y_2; z_3 - z_2\}$
CA	f	$f \{x_1 - x_3; y_1 - y_3; z_1 - z_3\}$

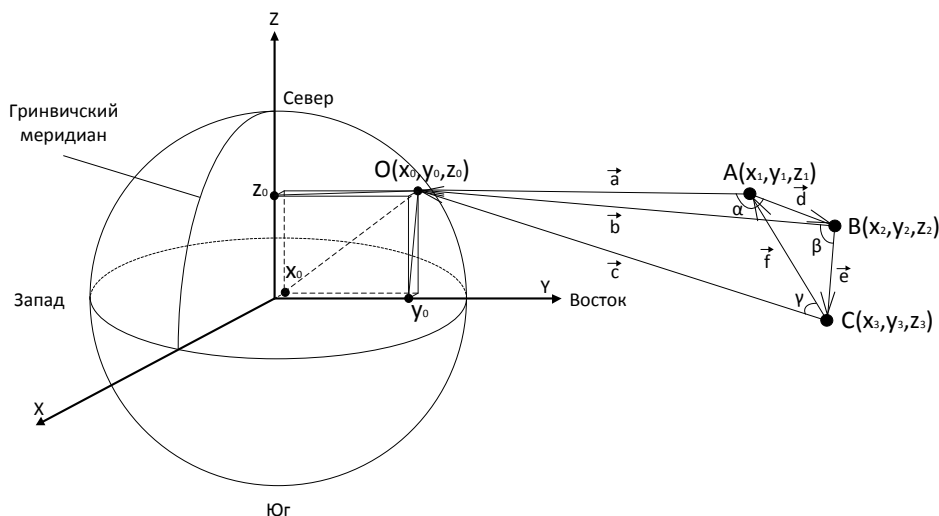


Рис. 6. Геометрическое построение виртуальной антенной решетки относительно источника радиосигнала с обозначениями векторов

Для упрощения решения задачи необходимо рассмотреть орт вектора a , то есть его единичный вектор [10, с. 7]. Введем вспомогательный вектор a° :

$$\vec{a}^\circ = \frac{a\{a_x, a_y, a_z\}}{|a|} = \vec{a}\{a_x, a_y, a_z\}. \quad (15)$$

Необходимо найти координаты единичного вектора a_x, a_y, a_z . Для этого, упростив (14), получится:

$$(a^\circ, d) = |d| \cdot \cos(\alpha). \quad (16)$$

С другой стороны, скалярное произведение (a°, d) равно сумме произведений их координат [10, с. 16], т. е.:

$$(a^\circ, d) = a_x \cdot d_x + a_y \cdot d_y + a_z \cdot d_z. \quad (17)$$

Приравняв (16) и (17), выразим z -составляющую единичного вектора:

$$a_z(a_x, a_y) = \frac{|d| \cdot \cos(\alpha) - a_x \cdot d_x - a_y \cdot d_y}{d_z}. \quad (18)$$

Длина вектора a° равна [10, с. 17]:

$$|\vec{a}^\circ| = \sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2} \quad (19)$$

Т. к. длина орт вектора равна 1 и знак под корнем всегда будет положительный, то:

$$|a^\circ| = a_x^2 + a_y^2 + a_z^2(a_x, a_y) = 1. \quad (20)$$

Подставив (18) в (20) и выразив оттуда a_y , получим 2 корня квадратного уравнения $a_{y(\pm)}(a_x)$ с разными знаками. Выбор корня основывается на определении направления вектора a_y относительно оси Y . Исходя из рис. 6 делаем вывод, что направление вектора a_y будет со знаком «-».

Те же операции проделаем с орт вектором b° , рассчитав b_y . Для этого рассмотрим плоскость OBC .

Скалярное произведение векторов b и e равно:

$$(b, \vec{e}) = |b| \cdot |\vec{e}| \cdot \cos(\beta). \quad (21)$$

Орт вектор b° равен:

$$\vec{b}^\circ = \frac{b\{b_x, b_y, b_z\}}{|b|} = \vec{b}\{b_x, b_y, b_z\}. \quad (22)$$

Упростив (21), получится:

$$(b^\circ, e) = |e| \cdot \cos(\beta). \quad (23)$$

С другой стороны, скалярное произведение (b°, e) равно сумме произведений их координат, то есть:

$$(b^\circ, e) = b_x \cdot e_x + b_y \cdot e_y + b_z \cdot e_z. \quad (24)$$

Приравняв (23) и (24), выразим z -составляющую единичного вектора:

$$b_z(b_x, b_y) = \frac{|e| \cdot \cos(\beta) - b_x \cdot e_x - b_y \cdot e_y}{e_z}. \quad (25)$$

Длина вектора b° равна:

$$|b^\circ| = \sqrt{b_x^2 + b_y^2 + b_z^2}. \quad (26)$$

Т. к. длина орт вектора равна 1 и знак под корнем всегда будет положительный, то:

$$|b^\circ| = b_x^2 + b_y^2 + b_z^2(b_x, b_y) = 1. \quad (27)$$

Подставив (25) в (27) и выразив оттуда b_y , получим 2 корня квадратного уравнения $b_{y(\pm)}(b_x)$ с разными знаками. Выбор корня основывается на определении направления вектора b_y относительно оси Y . Исходя из рис. 6 делаем вывод, что направление вектора b_y будет со знаком «-».

Для плоскости OAB векторы a°, b° и d должны быть компланарны, т. е. лежать в этой плоскости. Если три вектора компланарны, то их смешанное произведение равно нулю [10, с. 24].

Смешанное произведение для векторов a°, b° и d равно:

$$(a^\circ \times b^\circ) \cdot d = \begin{vmatrix} a_x & a_y(a_x) & a_z[a_x, a_y(a_x)] \\ b_x & b_y(b_x) & b_z[b_x, b_y(b_x)] \\ d_x & d_y & d_z \end{vmatrix} = 0. \quad (28)$$

Выражая из (28) a_x , получится $a_x(b_x)$. Подставляя $a_x(b_x)$ в (20), получим:

$$|a^\circ| = a_x^2(b_x) + a_y^2[a_x(b_x)] + a_z^2\{a_x(b_x), a_y[a_x(b_x)]\} = 1. \quad (29)$$

Из (29) выражается b_x . Зная b_x , найдем $b_y(b_x)$, и, зная $b_y(b_x)$, найдем $b_z[b_x, b_y(b_x)]$.

Так как a_x зависит от b_x , найдем a_x . Зная a_x , найдем $a_y(a_x)$, и, зная $a_y(a_x)$, найдем $a_z[a_x, a_y(a_x)]$.

В итоге координаты орт векторов a° и b° полностью известны, соответственно координаты точки $O(x_0, y_0, z_0)$ по (13) найдены.

Стоит отметить, что в решении задачи использовались три точки геостационарного спутника и всего два угла α и β . Для повышения точности расчета координат ИрС можно использовать последующие точки движения КА и учитывать уже не только два угла, а намного больше.

Заключение

Используя элементы векторной алгебры и аналитической геометрии, был разработан ме-

тод определения координат ИРС с использованием единичных векторов. В основе метода определения координат ИРС лежит знание координат трех точек стояния геостационарного спутника, образующих собой треугольное основание неправильного тетраэдра и двух углов (направление прихода сигнала) у основания.

Проведенный обзор аналогов показал актуальность разработки предлагаемого метода, т. к. в одном из них при решении использовался неправильный тетраэдр, но отличительной особенностью в нем являлось то, что решение задачи было основано на поворотах и переносах осей

вспомогательной системы координат и проецировании вершины на треугольное основание [4]. Кроме того, в [4] был проанализирован схожий метод, основанный на использовании конусов. В методе рассматриваются пересечения конических сфер и составляются нелинейные уравнения для определения координат ИРС.

Благодарности

Исследование выполнено в рамках государственного задания ФГАОУ ВО «Сибирский федеральный университет» (номер FSRZ-2023-0008).

Список литературы

- [1] Олейникова М. Ю., Фарафонтова Е. Л. Проблема правового статуса геостационарной орбиты // Тезисы X Всерос. науч.-практ. конф. творческой молодежи «Актуальные проблемы авиации и космонавтики». Красноярск. 2014. С. 477–479.
- [2] Блюмберг Р. С., Сухотин В. В. Исследование влияния погрешностей на определение угловой координаты при фазовом методе радиопеленгации // Материалы XXIII Всерос. науч.-техн. конф. с междунар. участием «Современные проблемы радиоэлектроники». Красноярск. 2022. С. 156–161.
- [3] Сухотин В. В. Определение координат источников сигналов в системах спутниковой связи : автореф. дисс. ... канд. техн. наук: 05.12.04. Красноярск, 2003. 24 с.
- [4] Kamyshnikova A. S., Sukhotin V. V. Determination of the Radio Transmitter Coordinates In Satellite Communication Systems // International Siberian Conference on Control and Communications. Moscow. 2016. pp. 1–4.
- [5] Кирьянов В. В., Копылова А. Д., Сухотин В. В. Разработка и исследование компьютерной модели аналого-цифрового преобразователя для телекоммуникационной системы // Материалы XXII Всерос. науч.-техн. конф. с междунар. участием «Современные проблемы радиоэлектроники». Красноярск. 2020. С. 50–53.
- [6] Тимофеев В. А. Амплитудные и фазовые методы определения углового положения источника электромагнитных волн : метод. указания. Ярославль : Ярославский государственный университет, 2006. 56 с.
- [7] Воронин А. В., Иванов В. Н. Способ определения местоположения VSAT-станции в спутниковой сети. Пат. № 2450284 Российская Федерация, 2012. Бюл. № 13.
- [8] Сыроелов Е. М., Попов П. Б. Способ определения координат источников радиоизлучения. Пат. № 2734108 Российская Федерация, 2020. Бюл. № 29.
- [9] Демин С. Е., Демина Е. Л. Аналитическая геометрия : учеб.-метод. пособие. Нижний Тагил : Уральский федеральный университет, 2016. 272 с.
- [10] Конев В. В. Векторная алгебра : учеб. пособие. Томск : Томский политехнический университет, 2008. 31 с.

METHOD OF DETERMINING THE COORDINATES OF THE RADIO SIGNAL SOURCE IN SATELLITE COMMUNICATION SYSTEMS

R. S. Blumberg, V. V. Sukhotin, O. I. Sizykh

*Siberian Federal University,
Krasnoyarsk, Russian Federation*

Telecommunications have penetrated deeply into all spheres of human activity. Due to the use of digital technologies, it has become possible to transmit and receive information of various kinds in one stream (not separately). Three geostationary satellites are sufficient to provide data transmission from anywhere in the world to another point using artificial Earth satellites. Data transmission systems using the satellite should contain at least two Earth Stations and a repeater of the communication satellite. There are no means of combating any types of arti-

fictional interference in the Earth Stations equipment. The jammer, an illegitimate user, can emit a signal from any point in space within a telecommunications satellite system. The paper provides an analysis of existing methods for determining the coordinates of a radio signal source, describes a method for determining the coordinates of an radio signal source (illegitimate user) in satellite telecommunications systems using a geostationary spacecraft. The development was based on a three-position virtual antenna array, the positions of which determined the base of an irregular tetrahedron, and the radio signal source itself was its vertex. In the course of the solution, canonical equations of straight lines in space were compiled, at the intersection point of which the source of the radio signal is located. The coordinates of the radio signal source were the roots of the system, when finding the unit vectors lying on these lines.

Keywords: virtual antenna array, geostationary orbit, stationary radio signal source, system of linear equations.

References

- [1] Oleynikova M. Yu., Farafontova E. L. *Problema pravovogo statusa geostacionarnoj orbity* [The problem of the legal status of the geostationary orbit] // Abstracts of the X All-Russian scientific and practical conference of creative youth «Actual problems of aviation and cosmonautics». Krasnoyarsk, 2014, pp. 477–479. (In Russian)
- [2] Blumberg R. S., Sukhotin V. V. *Issledovanie vliyaniya pogreshnostej na opredelenie uglovoj koordinaty pri fazovom metode radiopelengacii* [Investigation of the influence of errors on the determination of the angular coordinate with the phase method of radio direction finding] // Materials of the XXIII All-Russian scientific and technical conference with international participation «Modern problems of radio electronics». Krasnoyarsk, 2022, pp. 156–161. (In Russian)
- [3] Sukhotin V. V. *Determination of coordinates of signal sources in satellite communication systems* : Cand. Diss. Krasnoyarsk, 2003, 24 p.
- [4] Kamyshnikova A. S., Sukhotin V. V. *Determination of the Radio Transmitter Coordinates In Satellite Communication Systems* // International Siberian Conference on Control and Communications. Moscow, 2016, pp. 1–4.
- [5] Kiryanov V. V., Kopylova A. D., Sukhotin V. V. *Razrabotka i issledovanie kompyuternoj modeli analogo-cifrovogo preobrazovatela dlya telekommunikacionnoj sistemy* [Development and research of a computer model of an analog-to-digital converter for a telecommunications system] // Materials of the XXII All-Russian scientific and technical conference with international participation «Modern problems of radio electronics». Krasnoyarsk, 2020, pp. 50–53. (In Russian)
- [6] Timofeev V. A. *Amplitudnye i fazovye metody opredeleniya uglovogo polozheniya istochnika elektromagnitnyh voln* [Amplitude and phase methods for determining the angular position of an electromagnetic wave source]. Yaroslavl, Yaroslavl State University, 2006, 56 p. (In Russian)
- [7] Voronin A. V., Ivanov V. N. *Sposob opredeleniya mestopolozheniya VSAT-stancii v sputnikovoj seti* [Method for determining the location of a VSAT]. Patent RU 2450284, 2012, bulletin no. 13.
- [8] Syroelov E. M., Popov P. B. *Sposob opredeleniya koordinat istochnikov radioizlucheniya* [Method for determining the coordinates of radio emission sources]. Patent RU 2734108, 2020, bulletin no. 29.
- [9] Demin S. E., Demina E. L. *Analiticheskaya geometriya* [Analytical geometry]. Nizhny Tagil, Ural Federal University, 2016, 272 p. (In Russian)
- [10] Konev V. V. *Vektornaya algebra* [Vector algebra]. Tomsk, Tomsk Polytechnic University, 2008, 31 p. (In Russian)

Сведения об авторах

Блюмберг Роман Сергеевич – студент Сибирского федерального университета. Область научных интересов: программирование в радиотехнике.

Сизых Олег Иванович – кандидат технических наук, доцент, профессор Сибирского федерального университета. Окончил Военную инженерную радиотехническую академию им. Маршала Говорова Л. А. в 1985 году. Область научных интересов: автоматизированные системы управления.

Сухотин Виталий Владимирович – кандидат технических наук, доцент, доцент Сибирского федерального университета. Окончил Красноярский государственный технический университет в 1999 году. Область научных интересов: измерения параметров сигналов в радиотехнике, радиотехнические методы измерения координат источников радиоизлучения.

ORCID: 0000-0002-8166-5893

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННОЙ ОБРАБОТКИ ШИРОКОПОЛОСНЫХ СИГНАЛОВ В СПУТНИКОВЫХ РАДИОСИСТЕМАХ ШИРОКОПОЛОСНОГО ДОСТУПА И РАДИОНАВИГАЦИИ

А. Н. Дементьев¹, А. Н. Новиков¹, К. В. Арсеньев¹,
А. Н. Куркин², А. О. Жуков^{3, 4}, И. Н. Карцан^{5, 6} ✉

¹ МИРЭА – Российский технологический университет,
г. Москва, Российская Федерация

² Департамент Министерства обороны Российской Федерации,
г. Москва, Российская Федерация

³ Экспертно-аналитический центр, г. Москва, Российская Федерация

⁴ Институт астрономии РАН, г. Москва, Российская Федерация

⁵ Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва,
г. Красноярск, Российская Федерация

⁶ Морской гидрофизический институт РАН,
г. Севастополь, Российская Федерация

Для эффективного приема полезного широкополосного сигнала требуется компенсировать искажения, вызванные комплексным частотно-зависимым коэффициентом приема-передающей антенны, мультипликативными помехами и шумами от неоднородности среды распространения, аддитивными помехами и шумами. Применение только корреляционной обработки при определенных условиях не позволит принять полезный широкополосный сигнал с требуемым качеством. В статье разработана математическая модель пространственно-временной обработки широкополосных сигналов в спутниковых системах широкополосного доступа, показывающая, что пространственно-временная обработка должна проводиться в два этапа. На первом этапе проводится пространственно-временная обработка в канале адаптивной антенной решетки на основе формирования комплексного частотно-зависимого вектора весовых коэффициентов, который должен изменяться с изменением сигнально-помеховой обстановки в реальном масштабе времени с учетом изменения направления на источники излучения. На втором этапе производится корреляционная обработка широкополосного сигнала на основе применения кодовых последовательностей большой длины. Данная модель является основой для разработки методов формирования и корреляционной (временной) обработки широкополосных сигналов и методов пространственно-временной обработки широкополосных сигналов в условиях воздействия преднамеренного и непреднамеренного воздействия. На основе представленной математической модели пространственно-временной обработки широкополосных сигналов определены основные направления повышения помехозащищенности в радиоэлектронных системах.

Ключевые слова: широкополосный сигнал, спектр сигнала, корреляционная функция, кодовая последовательность, комплексная огибающая, весовой коэффициент.

Введение

В настоящее время широкополосные спутниковые системы привлекают все больший интерес технических специалистов аэрокосмической

отрасли. Достижения в технологии передачи данных привели к появлению недорогих наземных спутниковых терминалов. Предполагается, что превосходные возможности удаленного доступа спутниковых сетей позволят предоставлять широкополосные услуги географически различным группам пользователей. Доступ к широкополосным услугам через спутники является одним из

✉ kartsan2003@mail.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2023

основных вопросов и зависит не только от типа орбиты спутниковой системы, а, в том числе, и от обработки широкополосных сигналов. Это является мотивацией для обсуждения пространственно-временной обработки широкополосных сигналов, как в спутниковых радиосистемах широкополосного доступа, так и в радионавигации.

1. Постановка задачи

Известно, что любой сигнал можно записать в следующем виде [1–4]:

$$u(t) = A(t) \cdot \cos(\omega_0 t + \theta(t)), \quad (1)$$

где $A(t)$ – огибающая сигнала, ω_0 – несущая частота, $\theta(t)$ – фаза сигнала.

Спектр сигнала (1) определяется преобразованием Фурье [1–6]:

$$c(\omega) = \int_{-\infty}^{+\infty} u(t) e^{-i\omega t} dt. \quad (2)$$

Спектр является функцией угловой частоты $\omega = 2\pi f$, где f – линейная частота. Бесконечные пределы интегрирования соответствуют общему случаю. При определении финитного сигнала необходимо учитывать его расположение на оси времени. Спектр сигнала может быть представлен в виде (3):

$$c(\omega) = |c(\omega)| \cdot e^{i\Phi(\omega)}, \quad (3)$$

где $|c(\omega)|$ – амплитудный спектр сигнала, $\Phi(\omega)$ – фазовый спектр сигнала.

Сигнал по его спектру находится с помощью обратного преобразования Фурье:

$$u(t) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} c(\omega) \cdot e^{i\omega t} d\omega. \quad (4)$$

Радиосигнал (1) содержит быстроменяющийся множитель в виде косинусоиды, в аргумент которой входит несущая частота ω_0 . Соответственно спектр (2) этого сигнала состоит из двухчастотных полос, сосредоточенных около частот ω_0 и $-\omega_0$. При теоретических исследованиях целесообразно для упрощения промежуточных математических операций «освободить» сигнал и его спектр от несущей частоты ω_0 . Это можно осуществить при введении комплексной огибающей сигнала.

Комплексная огибающая радиосигнала (1) определяется как:

$$U(t) = |U(t)| \cdot e^{i\theta(t)}, \quad (5)$$

где $|U(t)| = A(t)$ – огибающая сигнала $u(t)$.

Переход от комплексной огибающей (5) к сигналу осуществляется с помощью следующей формулы:

$$u(t) = \text{Re}(U(t)) \cdot e^{i\omega_0 t}, \quad (6)$$

где $\text{Re}(U(t))$ – действительная часть.

Спектр комплексной огибающей имеет вид (7):

$$C(\omega) = \int_{-\infty}^{+\infty} C(t) \cdot e^{-i\omega t} dt. \quad (7)$$

Комплексная огибающая сигнала находится согласно обратному преобразованию Фурье:

$$U(t) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} C(\omega) \cdot e^{i\omega t} d\omega. \quad (8)$$

Спектр комплексной огибающей можно представить в виде:

$$C(\omega) = |C(\omega)| \cdot e^{i\Phi(\omega)}, \quad (9)$$

где $|c(\omega)|$ – амплитудный спектр, $\Phi(\omega)$ – фазовый спектр.

Так как в современных радиотехнических системах наибольший интерес представляют фазоманипулированные сигналы (ФМ), представляющие собой последовательность радиоимпульсов, начальная фаза которых изменяется по заданному закону, то целесообразно рассмотреть пространственно-временную обработку данных сигналов в адаптивной антенной решетке.

Комплексная огибающая ФМ сигналов представляет собой последовательность положительных и отрицательных видеоимпульсов. Так как между ФМ сигналом и его комплексной огибающей существует однозначное соответствие, то ее также можно назвать сигналом.

Как правило, ФМ сигнал состоит из набора прямоугольных импульсов $u_0(t)$, которые принимают значения 0 и 1, что соответствует начальным фазам 0 и π в радио-ФМ сигнале. При таком определении комплексная огибающая ФМ сигнала записывается следующим образом:

$$U(t) = \sum_{n=1}^N a_n u_0(t - (n-1)\tau_0), \quad (10)$$

где a_n – амплитуда n -го импульса ($n = 1, \dots, N$), N – число прямоугольных импульсов, τ_0 – длительность одного импульса.

Длительность кодовой последовательности $A = (a_1 a_2 \dots a_n \dots a_N)$ ФМ сигнала равна:

$$T = N \cdot \tau_0. \quad (11)$$

Спектральные свойства ФМ сигналов определяются спектром импульса $u_0(t)$ и кодовой последовательностью A . Спектр импульса $u_0(t)$ имеет вид [2–4; 7; 8]:

$$I_0(\omega) = \int_0^{\tau_0} u_0(t) \cdot e^{-i\omega t} dt. \quad (12)$$

Спектр комплексной огибающей ФМ сигнала [1–4; 9]:

$$C(\omega) = I_0(\omega) \sum_{n=1}^N a_n \cdot e^{-i(n-1)\omega\tau_0}. \quad (13)$$

Спектр комплексной огибающей ФМ сигнала также можно представить в следующем виде:

$$C(\omega) = I_0(\omega)H(\omega), \quad (14)$$

где $H(\omega) = \sum_{n=1}^N a_n \cdot e^{-i(n-1)\omega\tau_0}$ – спектр кодовой последовательности.

Таким образом, для качественного приема широкополосного ФМ сигнала необходимо восстановить на приемной стороне два спектра.

2. Результаты и обсуждение

При передаче на сигнал накладываются различные искажения, которые могут привести к потере информации. После того, как сигнал был сформирован и прошел все этапы от модуляции до процесса расширения спектра, он поступает на антенну, которая, ввиду своей неидеальности и нелинейности, вносит искажения в виде комплексного частотно-зависимого коэффициента передачи антенны:

$$X(\omega) = I_0(\omega)H(\omega)k_{\text{прд}}(\omega), \quad (15)$$

где $X(\omega)$ – искаженный полезный широкополосный сигнал, $k_{\text{прд}}(\omega)$ – комплексный частотно-зависимый коэффициент передачи антенны.

Далее на спектр сигнала накладываются различного рода помехи естественного и искусственного происхождения, такие как шумы, помехи от средств радиоэлектронной борьбы, мультипликативные помехи, вызванные неоднородностью среды распространения и многоученостью и т. д. Таким образом, формула (15) примет вид:

$$X(\omega, t) = I_0(\omega)H(\omega)k_{\text{прд}}(\omega)n_m(\omega, t) + n_a(\omega, t), \quad (16)$$

где $n_m(\omega, t)$ – спектр мультипликативных помех и шумов, вызванных неоднородностью среды распространения; $n_a(\omega, t)$ – спектр аддитивных помех и шумов.

Далее сигнал поступает на приемную антенну, которая, как и передающая антенна, также вносит искажения, которые выражаются в виде комплексного частотно-зависимого коэффициента приема антенны. Таким образом, выражение (16) примет вид:

$$X(\omega, t) = \left(I_0(\omega)H(\omega)k_{\text{прд}}(\omega)n_m(\omega, t) + n_a(\omega, t) \right) \cdot k_{\text{прм}}(\omega), \quad (17)$$

где $k_{\text{прм}}(\omega)$ – комплексный частотно-зависимый коэффициент приема антенны.

Следовательно, для эффективного приема полезного широкополосного сигнала требуется компенсировать все перечисленные факторы, приводящие к искажениям. Как видно из выражения (17), применение только корреляционной обработки при определенных условиях не позволит

принять полезный широкополосный сигнал с требуемым качеством.

Для решения сформулированной задачи необходимо, чтобы коэффициент приема антенны компенсировал коэффициент передачи антенны, то есть:

$$k_{\text{прм}}(\omega) \Leftrightarrow k_{\text{прд}}(\omega). \quad (18)$$

Выполнение условия (18) обеспечивается на этапе проектирования антенн.

Вышеприведенные соотношения справедливы для всенаправленных антенн и подразумевают, что обработка сигнала будет производиться в корреляционном приемнике или согласованном фильтре. Однако данный вид обработки является неэффективным в случае воздействия структур подобных или имитационных помех. В связи с этим возникает необходимость применения направленных антенн, которые позволят усилить полезный сигнал по сравнению с помехой. Тогда выражение (17) примет вид [10–13]:

$$C(\omega) = \left(I_0(\omega)H(\omega)k_{\text{прд}}(\omega)n_m(\omega, t) + n_a(\omega, t) \right) \cdot S_0(\omega, \theta, \varphi, t) \cdot k_{\text{прм}}(\omega), \quad (19)$$

где $S_0(\omega, \theta, \varphi, t)$ – вектор, характеризующий направление главного максимума диаграммы направленности (ДН) антенны.

Однако в случае, если помеховый сигнал имеет большую мощность или попадает в область главного максимума ДН антенны, применение направленных антенн также не решает задачу приема сигнала с требуемым качеством.

Поэтому для решения возникшей задачи необходимо применение антенных систем с обработкой сигналов. В настоящее время обработку сигналов в антенне возможно проводить только на основе адаптивной антенной решетки (ААР). Так, для решения данной задачи в каналах антенной решетки предлагается ввести комплексный частотно-зависимый вектор весовых коэффициентов, который позволит нейтрализовать возникшие искажения. Таким образом, выражение (19) примет вид [11–16]:

$$C(\omega) = \left(I_0(\omega)H(\omega)k_{\text{прд}}(\omega)n_m(\omega, t) + n_a(\omega, t) \right) \cdot k_{\text{прм}}(\omega) \cdot \bar{W}, \quad (20)$$

где $\bar{W} = f(\omega, \theta, \varphi, t)$ – комплексный вектор весовых коэффициентов, изменяющийся во времени и обеспечивающий пространственно-временную обработку широкополосного сигнала (ШПС) и подавление аддитивных помех и шумов $n_a(\omega, t)$.

Формирование такого вектора является сложной задачей, которая в настоящее время решена только для узкополосных сигналов, так как для ШПС необходимо формировать вектор весовых коэффициентов в широкой полосе частот. Еще одной нерешенной задачей является формирование данного вектора для случая, когда источ-

ники полезного и помеховых сигналов находятся в движении. Также вектор весовых коэффициентов должен защищать главный максимум ДН ААР от воздействия помехового сигнала.

Как уже отмечалось выше, для обеспечения скрытого и помехоустойчивого функционирования широкополосной радиотехнической системы необходимо увеличивать базу сигналов. Это достигается на основе увеличения разрядности кодовой последовательности и дальнейшей обработки сигнала в корреляторе или согласованном фильтре. Однако синтез таких сигналов является сложной и трудоемкой задачей.

После обработки сигналов в каналах ААР необходимо произвести корреляционную обработку принятого ШПС. Данная операция математически должна проводиться с сигналом как функцией времени. С этой целью необходимо принятый сигнал представить во временной форме на основе обратного преобразования Фурье.

Далее находится взаимная корреляционная функция на основе выражения:

$$R_a(m) = \sum_{i=0}^{N-1} a_i a_{i-m}, \quad (21)$$

где $A = (a_1 \ a_2 \ \dots \ a_n \ \dots \ a_N)$ – кодовая последовательность ФМ сигнала.

Как было сказано выше, для обеспечения высокой структурной скрытности и помехоустойчивости необходимо, чтобы кодовая последовательность обеспечивала низкий уровень боковых лепестков автокорреляционной функции. Решение данной задачи при борьбе со структурно подобными помехами использовать традиционные методы формирования кодовых последовательностей невозможно, так как помеховый сигнал повторяет структуру полезного. Для решения этой задачи требуется разработка нетривиальных подходов к формированию кодовых последовательностей.

Заключение

Таким образом, приведенная математическая модель позволяет сделать вывод о том, что пространственно-временная обработка должна проводиться в два этапа.

На первом этапе проводится пространственно-временная обработка в канале ААР на основе формирования комплексного частотно-зависи-

мого вектора весовых коэффициентов. При этом данный вектор должен изменяться с изменением сигнально-помеховой обстановки в реальном масштабе времени с учетом изменения направления на источники излучения.

На втором этапе производится корреляционная обработка ШПС на основе применения кодовых последовательностей большой длины. Таким образом, возникает необходимость в разработке новых методов формирования таких последовательностей с высокой структурной скрытностью.

Основным критерием эффективности функционирования узкополосных антенных решеток является максимум отношения сигнал/(помеха+шум) (ОСПШ). Однако для ШПС этого недостаточно. Разработанная математическая модель позволяет сделать вывод о том, что при обработке необходимо также учитывать степень восстановления спектра сигнала и его структурную скрытность и помехоустойчивость. Исходя из изложенного, можно сделать вывод о критериях эффективности функционирования широкополосной ААР. Для обеспечения помехоустойчивости требуется максимизировать ОСПШ в каналах обработки антенной решетки за счет выбора векторов весовых коэффициентов и в корреляторе за счет формирования оптимальных кодовых последовательностей. Также необходимо обеспечить минимальное среднеквадратическое отклонение спектра полезного ШПС от исходного. Это также должно достигаться за счет подстройки вектора весовых коэффициентов в каналах обработки антенной решетки. Для достижения высокой структурной скрытности требуется применение составных кодовых последовательностей неограниченной длины.

В связи с вышесказанным, можно выделить основные направления повышения помехозащищенности радиоэлектронных системах: применение сложных сигналов и ААР, а также их комплексирование.

Благодарности

Статья подготовлена при финансовой поддержке гранта Президента России (проект НШ-1357.2022.6 «Модели, методы и средства получения и обработки информации о космических объектах в широком спектральном диапазоне электромагнитных волн»).

Список литературы

- [1] Ипатов В. П. Широкополосные системы и кодовое разделение сигналов: принципы и приложения. М. : Техносфера, 2007. 487 с.
- [2] Фатеев Ю. Л., Гладышев А. Б., Ратушняк В. Н., Голубятников М. А. Организация и структура радиотехнической системы ближней навигации на основе псевдоспутников // Сборник «Радионавигационные технологии». Сер. «Радиосвязь и радионавигация». М. 2017. С. 34–37.

- [3] Gladyshev A. B., Dmitriev D. D., Veysov E. A., Tyapkin V. N. A hardware-software complex for modelling and research of near navigation based on pseudolites // *Journal of Physics: Conference Series*. 2017. vol. 803. 012048.
- [4] Владимирив В. М., Ратушняк В. Н., Вяхирев В. А., Тяпкин И. В. Особенности сканирования атмосферы и построения радиолокационных станций вертикального зондирования с малоэлементной антенной решеткой // *Космические аппараты и технологии*. 2019. Т. 3. № 4. С. 237–242. doi: 10.26732/2618-7957-2019-4-237-242.
- [5] Жуков А. О., Карцан И. Н. Оценки функциональных характеристик радиотехнической системы // *Сборник материалов II Всерос. науч.-прак. конф. «Технологии получения и обработки информации о динамических объектах и системах»*. М. 2022. С. 267–280.
- [6] Карцан И. Н., Охоткин К. Г., Карцан Р. В., Пахоруков Д. Н. Эффективность радионавигационных систем // *Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева*. 2013. № 3 (49). С. 48–50.
- [7] Жуков А. О., Минин И. В., Валяев И. Н., Бондарева М. К., Карцан И. Н. Применение перспективных радиотехнических средств в интересах контроля космических объектов // *Сборник материалов VI Всерос. науч.-прак. конф. «Вопросы контроля хозяйственной деятельности и финансового аудита, национальной безопасности, системного анализа и управления»*. М. 2021. С. 388–397.
- [8] *Спутниковые системы связи и вещания (справочно-аналитическое издание)*. М. : Радиотехника, 2008. № 1. 384 с.
- [9] Головкин В. В., Есипенко А. А., Кузовников А. В. Система спутниковой связи на низких орбитах для обеспечения высокоскоростной передачи данных // *Научные технологии*. 2016. № 7. С. 19–21.
- [10] Габриэлян Д. Д., Новиков А. Н., Цыпорина И. Г. Оптимальное подавление широкополосных помех в адаптивных антенных решетках // *Электромагнитные волны и электронные системы*. 2011. Т. 16. № 6. С. 20–23.
- [11] Габриэлян Д. Д., Новиков А. Н. Квазиоптимальный метод обработки широкополосных сигналов в условиях радиопомех // *Антенны*. 2011. № 9. С. 26–29.
- [12] Zhukov A. O., Valyaev I. N., Kovalenko V. P., Turlov Z. N., Chebotarev A. S., Kartsan I. N., Shumakova N. A. Adaptation of receiving channels to the spectrum of the received signal // *Proceedings of the JOP Conference Series: Metrological Support of Innovative Technologies*. Krasnoyarsk. 2020. P. 032070.
- [13] Gladyshev A. B., Dmitriev D. D., Ratushnyak V. N., Tyapkin V. N. Measuring complex for studying directional characteristics of antennas of satellite earth stations // *Proceedings of the International Siberian Conference on Control and Communications*. 2021. P. 9438891.
- [14] Mishurov A. V., Gorchakovskiy A. A., Tyapkin V. N., Panko S. P., Zubov T. A., Dmitriev D. D. Simulation of a multi-frequency satellite communication channel // *Proceedings of the Moscow Workshop on Electronic and Networking Technologies*. 2020. P. 9067372.
- [15] Dmitriev D., Sokolovskiy A., Gladyshev A., Ratushniak V., Tyapkin V. Pseudorandom sequence generator using cordic processor // *Proceedings of the Ural Symposium on Biomedical Engineering, Radioelectronics and Information Technology*. 2019. pp. 477–480.
- [16] Sokolovskiy A. V., Veisov E. A., Tyapkin V. N., Dmitriev D. D. Hardware Architectures of the QR-Decomposition Based on a Givens Rotation Technique // *Journal of Siberian Federal University. Mathematics & Physics*. 2019. vol. 12. no. 5. pp. 606–613. doi: 10.17516/1997-1397-2019-12-5-606-613.

MATHEMATICAL MODEL OF SPATIAL AND TEMPORAL PROCESSING OF BROADBAND SIGNALS IN SATELLITE RADIO SYSTEMS OF BROADBAND ACCESS AND RADIO NAVIGATION

**A. N. Dementyev¹, A. N. Novikov¹, K. V. Arsenyev¹,
A. N. Kurkin², A. O. Zhukov^{3,4}, I. N. Kartsan^{5,6}**

¹ MIREA – Russian Technological University,
Moscow, Russian Federation

² Department of the Ministry of Defense of the Russian Federation,
Moscow, Russian Federation

³ Expert and Analytical Center, Moscow, Russian Federation

⁴ Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation

⁵ Reshetnev Siberian State University of Science and Technology,
Krasnoyarsk, Russian Federation

⁶ Marine Hydrophysical Institute of the Russian Academy of Sciences,
Sevastopol, Russian Federation

To effectively receive a useful broadband signal, it is necessary to compensate for distortions caused by the complex frequency-dependent coefficient of the receiving and transmitting antenna, multiplicative interference and noise from the heterogeneity of the propagation medium, additive interference and noise. Using only correlation processing under certain conditions will not allow receiving a useful broadband signal with the required quality. The article develops a mathematical model of spatio-temporal processing of broadband signals in satellite broadband access systems, showing that spatio-temporal processing should be carried out in two stages. At the first stage, space-time processing is carried out in the channel adaptively to the antenna array based on the formation of a complex frequency-dependent vector of weighting coefficients, which should change with a change in the signal-interference situation in real time, taking into account the change in the direction of radiation sources. At the second stage, correlation processing of the broadband signal is performed based on the use of long-length code sequences. This model is the basis for the development of methods for the formation and correlation (temporal) processing of broadband signals and methods of spatio-temporal processing of broadband signals under conditions of intentional and unintentional exposure. Based on the presented mathematical model of spatio-temporal processing of broadband signals, the main directions of increasing the noise immunity of radio-electronic systems are determined.

Keywords: broadband signal, signal spectrum, correlation function, code sequence, complex envelope, weighting factor.

References

- [1] Ipatov V. P. *Shirokopolosnye sistemy i kodovoe razdelenie signalov: principy i prilozheniya* [Broadband systems and code division of signals: principles and applications]. Moscow, Technosphere, 2007, 487 p. (In Russian)
- [2] Fateev Yu. L., Gladyshev A. B., Ratushnyak V. N., Golubyatnikov M. A. *Organizatsiya i struktura radiotekhnicheskoy sistemy blizhney navigatsii na osnove psevdosputnikov* [Organization and structure of the radio engineering system of short-range navigation based on pseudo-satellites] // Collection «Radio navigation technologies». Series «Radio communication and radio navigation», Moscow, 2017, pp. 34–37. (In Russian)
- [3] Gladyshev A. B., Dmitriev D. D., Veysov E. A., Tyapkin V. N. A hardware-software complex for modelling and research of near navigation based on pseudolites // *Journal of Physics: Conference Series*, 2017, vol. 803, 012048.
- [4] Vladimirov V. M., Ratushnyak V. N., Vyakhirev V. A., Tyapkin I. V. *Osobennosti skanirovaniya atmosfery i postroyeniya radiolokatsionnykh stantsiy vertikal'nogo zondirovaniya s maloelementnoy antennoy reshetkoj* [Features of atmospheric scanning and construction of vertical sounding radar stations with a low-element antenna array] // *Spacecrafts & Technologies*, 2019, vol. 3, no. 4, pp. 237–242. doi: 10.26732/2618-7957-2019-4-237-242. (In Russian)
- [5] Zhukov A. O., Kartsan I. N. *Ocenki funktsional'nykh harakteristik radiotekhnicheskoy sistemy* [Evaluation of functional characteristics of a radio engineering system] // Collection of materials of the II All-Russian scientific and practical conference «Technologies for obtaining and processing information about dynamic objects and systems», Moscow, 2022, pp. 267–280. (In Russian)
- [6] Kartsan I. N., Okhotkin K. G., Kartsan R. V., Pakhorukov D. N. *Effektivnost' radionavigatsionnykh sistem* [Efficiency of radio navigation systems] // *Vestnik SibGAU*, 2013, no. 3 (49), pp. 48–50. (In Russian)
- [7] Zhukov A. O., Minin I. V., Valyaev I. N., Bondareva M. K., Kartsan I. N. *Primenenie perspektivnykh radiotekhnicheskikh sredstv v interesakh kontrolya kosmicheskikh ob"ektov* [Application of promising radio-technical means in the interests of control of space objects] // Collection of materials of the VI All-Russian scientific and practical conference «Issues of control of economic activity and financial audit, national security, system analysis and management», Moscow, 2021, pp. 388–397. (In Russian)
- [8] *Sputnikovyie sistemy svyazi i veshchaniya* [Satellite communication and broadcasting systems]. Moscow, Radio Engineering, 2008, no. 1, 384 p. (In Russian)
- [9] Golovkov V. V., Esipenko A. A., Kuzovnikov A. V. *Sistema sputnikovoy svyazi na nizkikh orbitah dlya obespecheniya vysokoskorostnoy peredachi dannykh* [Satellite communication system in low orbits to ensure high-speed data transmission] // *Journal Science Intensive Technologies*, 2016, no. 7, pp. 19–21. (In Russian)

- [10] Gabrielyan D. D., Novikov A. N., Tsyporina I. G. *Optimal'noe podavlenie shirokopolosnyh pomekh v adaptivnyh antennoy reshetkah* [Optimal suppression of broadband interference in adaptive antenna arrays] // Journal Electromagnetic Waves and Electronic Systems, 2011, vol. 16, no. 6, pp. 20–23. (In Russian)
- [11] Gabrielyan D. D., Novikov A. N. *Kvazi-optimal'nyy metod obrabotki shirokopolosnyh signalov v usloviyah radiopomekh* [A quasi-optimal method for processing broadband signals in radio interference conditions] // Antennas, 2011, no. 9, pp. 26–29. (In Russian)
- [12] Zhukov A. O., Valyaev I. N., Kovalenko V. P., Turlov Z. N., Chebotarev A. S., Kartsan I. N., Shumakova N. A. Adaptation of receiving channels to the spectrum of the received signal // Proceedings of the JOP Conference Series: Metrological Support of Innovative Technologies, Krasnoyarsk, 2020, P. 032070.
- [13] Gladyshev A. B., Dmitriev D. D., Ratushnyak V. N., Tyapkin V. N. Measuring complex for studying directional characteristics of antennas of satellite earth stations // Proceedings of the International Siberian Conference on Control and Communications, 2021, P. 9438891.
- [14] Mishurov A. V., Gorchakovskiy A. A., Tyapkin V. N., Panko S. P., Zubov T. A., Dmitriev D. D. Simulation of a multi-frequency satellite communication channel // Proceedings of the Moscow Workshop on Electronic and Networking Technologies, 2020, P. 9067372.
- [15] Dmitriev D., Sokolovskiy A., Gladyshev A., Ratushniak V., Tyapkin V. Pseudorandom sequence generator using cordic processor // Proceedings of the Ural Symposium on Biomedical Engineering, Radioelectronics and Information Technology, 2019, pp. 477–480.
- [16] Sokolovskiy A. V., Veisov E. A., Tyapkin V. N., Dmitriev D. D. Hardware Architectures of the QR-Decomposition Based on a Givens Rotation Technique // Journal of Siberian Federal University. Mathematics & Physics, 2019, vol. 12, no. 5, pp. 606–613. doi: 10.17516/1997-1397-2019-12-5-606-613.

Сведения об авторах

Арсеньев Константин Владимирович – специалист научно-исследовательского испытательного центра радиоэлектронных технологий РТУ МИРЭА. Окончил Тульское высшее артиллерийское инженерное училище в 1994 году. Область научных интересов: радиофизика, устройства СВЧ и антенны.

Дементьев Андрей Николаевич – доктор технических наук, доцент, доцент кафедры телекоммуникаций Института радиоэлектроники и информатики РТУ МИРЭА. Окончил Краснодарское высшее военное командно-инженерное училище ракетных войск в 1997 году. Область научных интересов: радиофизика, устройства СВЧ и антенны.

Жуков Александр Олегович – доктор технических наук, профессор, заместитель директора ФГБНУ «Экспертно-аналитический центр» по научной работе. Окончил Московское высшее училище радиоэлектроники ПВО в 2001 году. Область научных интересов: системный анализ, управление, технологии получения и обработки информации, искусственный интеллект, системы контроля космического пространства.

Карцан Игорь Николаевич – доктор технических наук, доцент, профессор кафедры безопасности информационно-технологических систем Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва, старший научный сотрудник Морского гидрофизического института РАН. Окончил Красноярское высшее командное училище радиоэлектроники ПВО в 1999 году. Область научных интересов: система управления малыми космическими аппаратами.

ORCID: 0000-0003-1833-4036

Куркин Михаил Сергеевич – главный экономист Департамента Министерства обороны Российской Федерации. Окончил Военную академию ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого в 2004 году. Область научных интересов: системы управления, радиофизика, устройства СВЧ и антенны.

Новиков Артем Николаевич – кандидат технических наук, специалист научно-исследовательского испытательного центра радиоэлектронных технологий РТУ МИРЭА. Окончил Военную академию ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого в 2007 году. Область научных интересов: системы управления, радиофизика, устройства СВЧ и антенны.

КОМПЬЮТЕРНАЯ МОДЕЛЬ УСТРОЙСТВА ФИЛЬТРАЦИИ СИГНАЛА ДЛЯ МОНИТОРИНГОВОЙ ЗЕМНОЙ СТАНЦИИ

М. Р. Сосновский, В. В. Сухотин✉, А. П. Басков

Сибирский федеральный университет,
г. Красноярск, Российская Федерация

Системы спутниковой связи имеют преимущество перед другими системами связи, так как имеют большой охват территории. Земная станция может располагаться в любой точке данной территории и может быть как легитимным пользователем, так и спутниковым пиратом (нелегитимным пользователем). Перед разработчиками стоит задача определить координаты незаконно занимающего частотный ресурс нелегитимного пользователя. В статье предложена структурная схема устройства фильтрации сигнала, которое входит в состав устройства определения координат нелегитимного пользователя мониторинговой земной станции. Определены назначение, требования и основная задача каждому составному блоку устройства фильтрации. Произведен поиск и анализ фильтров-аналогов и методов фильтрации сигналов. В программной среде MatLAB Simulink по структурной схеме разработана компьютерная модель устройства фильтрации сигнала с возможностью определения набега фазы, а также раскрыты настройки блоков устройства фильтрации, которые в процессе исследования модели можно корректировать. Для находящихся в составе устройства фильтрации полосовых фильтров по фазочастотным характеристикам построены зависимости изменения фазы принимаемого сигнала от частоты этого сигнала. Сформирована система фазовой автоподстройки частоты с возможностью изменения ее параметров. Произведены расчеты набега фаз через элементы устройства фильтрации.

Ключевые слова: устройство определения координат, устройство фильтрации, фазовая автоподстройка частоты, компьютерное моделирование, земная станция, набег фазы.

Введение

На сегодняшний день большое значение в жизни общества оказывают технические средства связи, коммуникации и навигации. В зависимости от назначения и условий использования данные системы и их техническая реализация могут быть различны. Для того чтобы определить координаты объекта либо же обеспечить передачу информации из отдаленных территорий земного шара, где установка наземных систем связи нерентабельна или даже невозможна, применяются системы спутниковой связи. Они имеют преимущество перед другими системами связи, так как имеют большой охват территории. Земная спутниковая станция может быть как спутниковым пиратом (нелегитимным пользователем) так и легитимным пользователем. Перед разработчиками стоит задача определить координаты незаконно занимающего частотный ресурс нелегитимного пользователя [1].

Рассмотрим реализацию фильтра, входящего в состав устройства определения координат (УОК) [2]. Для этого сформируем структуру устройства фильтрации, проведем обзор существующих аналогов устройства фильтрации и разработаем компьютерную модель устройства фильтрации с возможностью определения набега фазы.

1. Формирование структуры устройства фильтрации

На рис. 1 приведена общая структурная схема мониторинговой земной станции [2], в состав которой входит УОК.



Рис. 1. Общая структурная схема мониторинговой земной станции: УВЧ – усилитель высокой частоты, ПЧ – преобразователь частоты

УОК должна содержать [2]: фильтр (Ф), который позволит выделить гармоническую составляющую сигнала (нелегитимного пользователя) с неизвестной структурой, принятую с иску-

✉ vsuhotin@sfu-kras.ru

ственного спутника земли (ИСЗ); фазометр (Фаз.), который содержит, кроме измерителя разности фаз, аналого-цифровой преобразователь и память и который, в свою очередь, позволит произвести измерение разности фаз по алгоритму, изложенному в [3]; ЭВМ, в которой заложен алгоритм [1], с помощью которого будет произведено определение координат нелегитимного пользователя. Структурная схема УОК представлена на рис. 2.

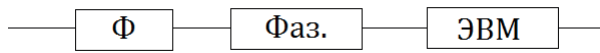


Рис. 2. Структурная схема УОК

В связи с тем, что используется фазовый метод определения координат, на выходе фильтра (устройства фильтрации) требуется знать набег фазы при прохождении через него сигнала. Также для высокоточного определения разности фаз должно быть минимальное искажение сигнала и постоянное слежение за частотой [4]. Учитывая предъявляемые требования, структура устройства фильтрации должна состоять из двухуровневой фильтрации и системы фазовой автоподстройки частоты (ФАПЧ) (рис. 3).

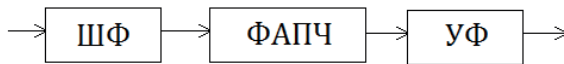


Рис. 3. Структурная схема фильтра (устройства фильтрации): ШФ – широкополосный фильтр, предназначен для предварительной фильтрации сигнала на входе ФАПЧ; ФАПЧ – предназначен для слежения за частотой; УФ – узкополосный фильтр, предназначен для увеличения отношения сигнал/шум на выходе устройства фильтрации

Проведем обзор существующих имитационных моделей устройств фильтрации.

2. Аналоги устройства фильтрации

Существует патент «Способ восстановления несущей частоты фазоманипулированного сигнала и слежения за ней» [5]. Предложенный в патенте способ относится к области радиотехники и может быть использован при реализации систем

связи и радионавигации с фазоманипулированными сигналами. Достижимый технический результат – восстановление сигнала несущей частоты из принятого фазоманипулированного сигнала, искаженного шумами, с уменьшением дисперсии фазовых шумов в шумовой полосе ФАПЧ. Способ восстановления несущей частоты фазоманипулированного сигнала и слежения за ней характеризуется тем, что синфазный опорный сигнал, являющийся сигналом восстановленной несущей, формируются посредством фазовой модуляции гармонического сигнала, создаваемого автономным генератором, в соответствии с сигналом, получаемым при интегрировании профильтрованного сигнала в фильтре кольца ФАПЧ.

Структурная схема восстановления несущей частоты фазоманипулированного сигнала и слежения за ней представлена на рис. 4.

Данный способ восстановления сигнала для использования в устройстве определения координат не подходит, так как в данном случае извлекается несущая из сигнала с заранее известным видом, а именно фазоманипулированного сигнала. Устройство фильтрации, входящее в состав УОК, в свою очередь должно выделять любую спектральную составляющую. Кроме того, на данную структурную схему восстановления несущей частоты фазоманипулированного сигнала нет ее компьютерной модели для анализа работы схемы.

Существует патент «Фильтр с переменной полосой пропускания для подавления узкополосного шума и модуль регулируемой задержки» [6]. Данное запатентованное изобретение относится к технике связи. Его цель заключается в повышении помехоустойчивости. Для достижения повышения помехоустойчивости в системе используют фильтры управляемой ширины полосы пропускания для фильтрации принимаемого сигнала. Управляющая схема генерирует сигнал управления, чтобы управлять шириной полосы пропускания фильтров. Если интенсивность принимаемого сигнала выше первого порогового значения, то для фильтров может использоваться более широкая полоса пропускания. Если принимаемый сигнал ниже второго порогового значения, то управляющая схема ге-

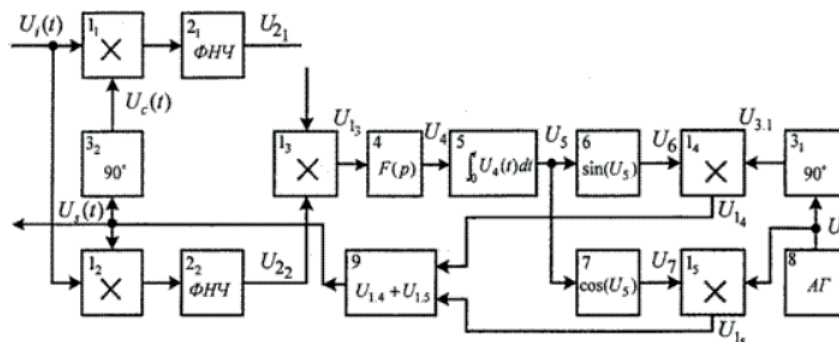


Рис. 4. Структурная схема восстановления несущей частоты фазоманипулированного сигнала и слежения за ней

нерирует сигнал управления для настройки фильтров на более узкую полосу пропускания. Ширина полосы пропускания фильтра также изменяется в зависимости от присутствия источника узкополосных радиопомех (преднамеренных радиопомех). Блок регулируемой задержки гарантирует постоянное групповое время задержки между всеми возможными конфигурациями фильтра.

Данное изобретение не подходит для использования в УОК, так как в данной модели фильтра устройства определения координат нет возможности слежения за частотой принимаемого сигнала для измерения фаз, которое требуется. Уход частоты сигнала не позволит снимать ее истинные значения, что приведет к невозможности применения данного фильтра для определения координат фазовым методом.

Существует научная статья «Цифровой фильтр для устройства определения координат источника радиосигнала в спутниковых системах телекоммуникаций» [2]. В данной статье проводится исследование зависимости мощности сигнала,

который используется в измерениях разности фаз устройством определения координат, и шумовых составляющих сигнала от типа цифрового фильтра и его параметров при различных соотношениях сигнал/шум.

В качестве устройства фильтрации разработчики предлагают использовать полосно-пропускающий цифровой фильтр. В ходе научной работы авторами была создана компьютерная модель для исследования цифрового фильтра, которая изображена на рис. 5, а также рассмотрены исследования для цифровых рекурсивных полосно-пропускающих фильтров типа Баттерворта, Чебышева 1 рода, Чебышева 2 рода, Золотарева-Кауэра, которые задаются с помощью дискретной линейной системы.

В данной модели фильтра устройства определения координат нет возможности слежения за частотой принимаемого сигнала для высокоточного измерения фаз.

Разработаем компьютерную модель устройства фильтрации, используя программу MatLAB Simulink.

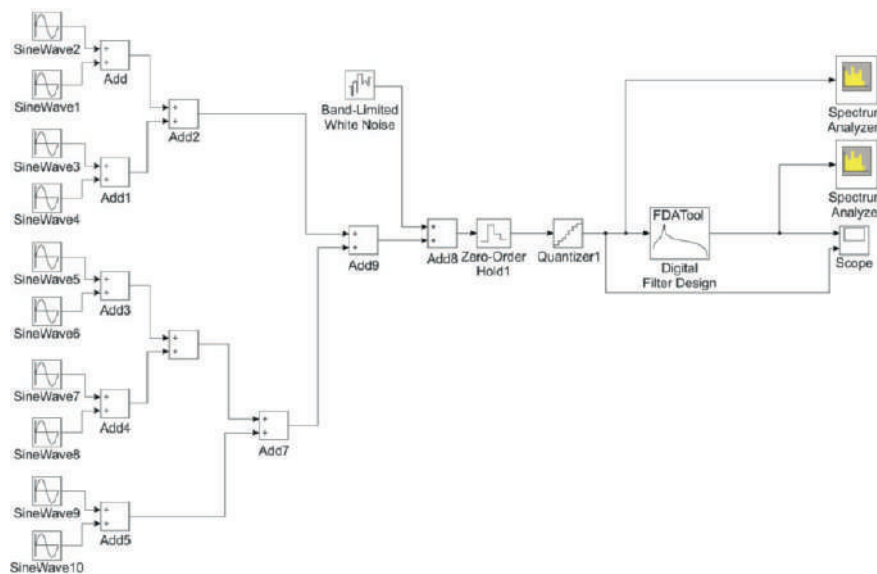


Рис. 5. Компьютерная модель для исследования цифрового фильтра

3. Компьютерная модель устройства фильтрации

В качестве широкополосного и узкополосного фильтра устройства фильтрации применим блок аналогового фильтра Analog Filter Design, который представлен на рис. 6.

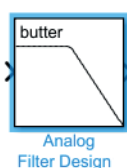


Рис. 6. Блок аналогового фильтра Analog Filter Design

ШФ и УФ являются полосно-пропускающим фильтром с настройками, приведенными на рис. 7а (для ШФ) и на рис. 7б (для УФ). В настройках блока можно установить: метод проектирования (Design method), тип фильтра (Filter type), порядок фильтра (Filter order), верхнюю (Lower passband edge frequency) и нижнюю частоты полосы пропускания (Upper passband edge frequency).

На рис. 8 рассмотрены амплитудно-частотные характеристики (АЧХ) и фазочастотные характеристики (ФЧХ) пяти возможных типов проектирования полосовых фильтров первого порядка с заданными верхней (f_B) и нижней (f_H) частотами среза: Баттерворда (Butterworth), Чебышева 1 (Chebyshev1) с пульсацией полосы пропускания

2 дБ, Чебышева 2 (Chebyshev2) с затуханием в полосе задерживания 40 дБ, Эллиптический (Elliptic)

с пульсацией полосы пропускания 2 дБ и затуханием в полосе задерживания 40 дБ, Бесселя (Bessel).

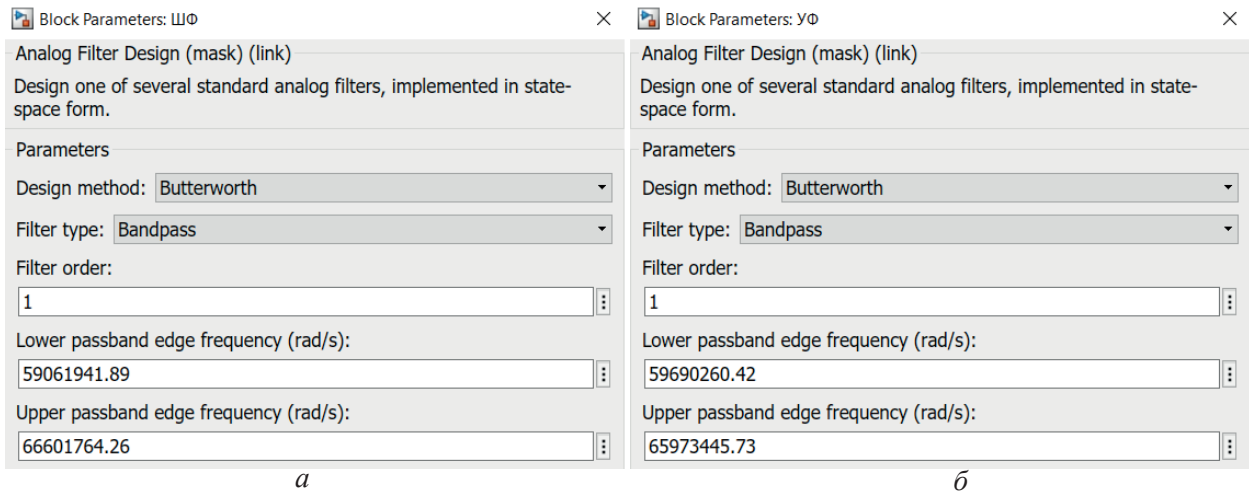


Рис. 7. Панель настройки: *а* – ШФ, *б* – УФ

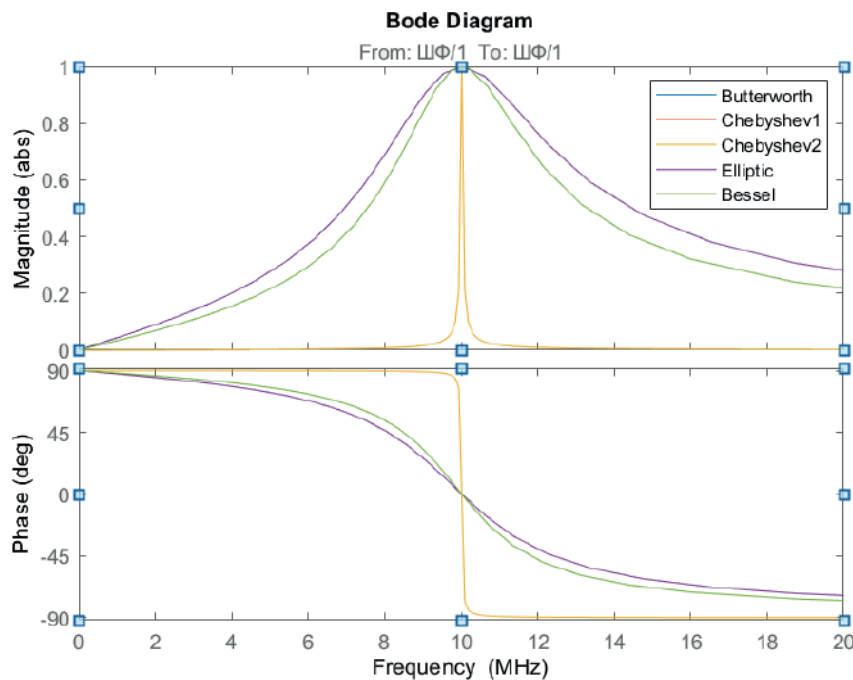


Рис. 8. АЧХ и ФЧХ фильтров Баттерворда (Butterworth), Чебышева 1 (Chebyshev1), Чебышева 2 (Chebyshev2), Эллиптический (Elliptic), Бесселя (Bessel)

По рис. 8 видно, что при данных настройках фильтры Чебышева 1 и Эллиптический одинаковы между собой. Также при данных настройках одинакова пара фильтров Баттерворда и Бесселя. Таким образом, зная возможности регулировки данных фильтров, анализируя АЧХ и ФЧХ и уже подавая в систему сигнал с шумом, можно исследовать фильтр под заданные требования с настройками как у широкополосного фильтра, так и у узкополосного фильтра для того, чтобы получить требуемое значение сигнала на выходе устройства фильтрации.

Возьмем фильтр для проверки влияния с типом реализации Баттерворда. Порядок ШФ принимаем равным 3.

Нижняя и верхняя частоты среза подбираются таким образом, чтобы на центральной частоте, например 10 МГц, ФЧХ равнялась нулю, то есть на этой частоте не было фазового сдвига. Аналитическим методом определяем верхнюю (f_B) и нижнюю (f_H) частоты среза ШФ. Анализ показал следующие значения частот: $f_H = 8,5$ МГц; $f_B = 11,760323$ МГц. Диаграмма АЧХ и ФЧХ ШФ приведена на рис. 9.

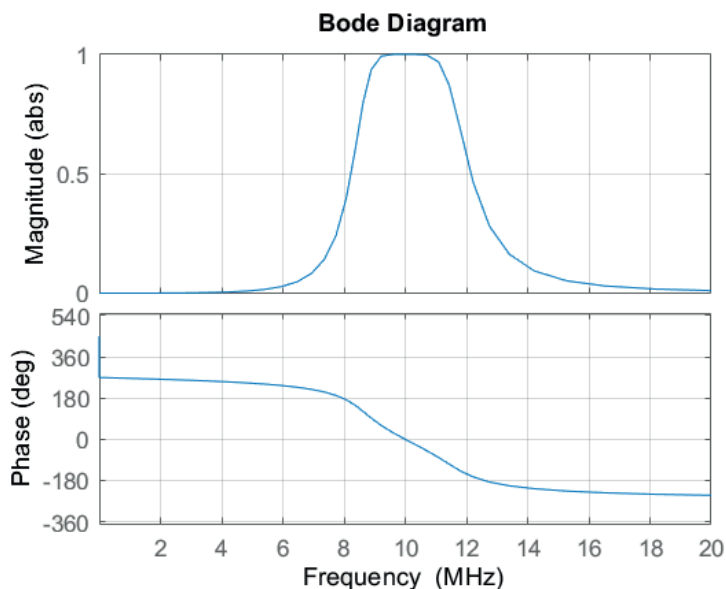


Рис. 9. Диаграмма АЧХ и ФЧХ ШФ

Для того чтобы определить изменения фазы сигнала, вносимые данным фильтром в систему, следует зафиксировать значения ФЧХ ШФ. Зная частоту сигнала на выходе устройства и отклонение фазы фильтром на этой частоте, можно математически рассчитать фазу сигнала на входе фильтра.

Фиксированные значения ФЧХ, где $\Delta\phi$ – отклонения фазы (град.) при значении частот f в по-

лосе 9–11 МГц с дискретностью взятия отсчетов по частоте 100 кГц, приведены в табл. 1.

По частоте сигнала с помощью данных значений отклонения фаз на выходе фильтра можно восстановить входную фазу сигнала. Произведем проверку восстановления сигнала, подавая на вход данного фильтра сигнал с частотой 9,5 МГц. Результат приведен на рис. 10.

Таблица 1

ФЧХ ШФ от частоты входного сигнала фильтра

f	$\Delta\phi$	f	$\Delta\phi$	f	$\Delta\phi$
9	81,5	9,7	21,4	10,4	-28,2
9,1	71,7	9,8	14,2	10,5	-35,3
9,2	61,8	9,9	7,12	10,6	-42,3
9,3	53,5	10	0	10,7	-49,4
9,4	45,4	10,1	-7,17	10,8	-57,1
9,5	37	10,2	-14,1	10,9	-64,8
9,6	29	10,3	-21,2	11	-72,6

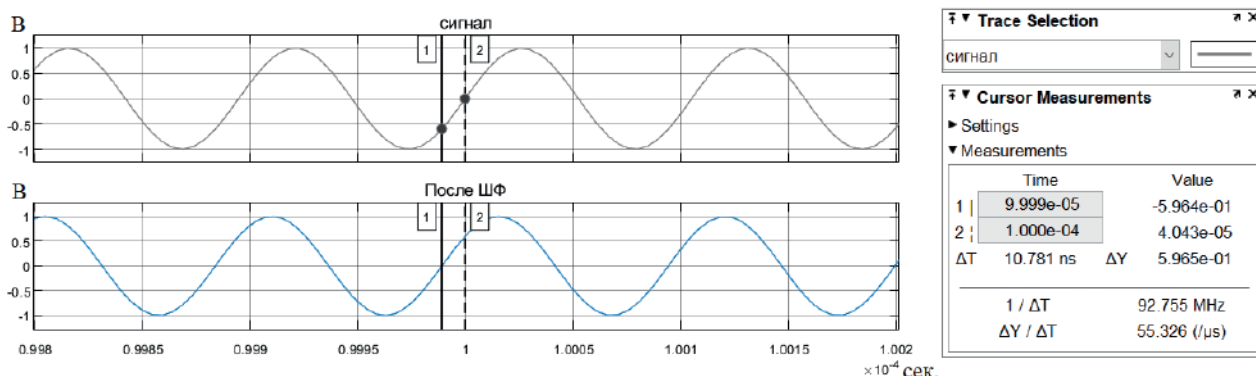


Рис. 10. Временной график входного и выходного сигнала ШФ

Параметр $\Delta T = 10,781 \cdot 10^{-9}$ с на рис. 11 показывает разницу во времени между маркерами 1 и 2. Маркеры установлены в нулевых фазах входного и выходного сигнала фильтра соответственно. Таким образом, зная смещение сигнала во времени, можно получить разность фаз сигнала на входе и выходе ШФ:

$$\frac{360}{1} = \frac{\Delta\varphi_{f_{\text{сигн}}}}{\Delta T}, \quad (1)$$

где $f_{\text{сигн}}$ – частота входного сигнала; $\Delta\varphi_{f_{\text{сигн}}}$ – разность фаз входного и выходного сигнала.

$$\Delta\varphi_{f_{\text{сигн}}} = 360 \cdot 10,781 \cdot 10^{-9} \cdot 9500000 = 36,87^\circ.$$

Расчетное математически значение из временных графиков рис. 11 и значения ФЧХ из табл. 1 практически равны, что доказывает возможность определения набега фазы сигнала после прохождения его через ШФ.

Для УФ, анализируя графики типов проектирования фильтров рис. 9, выбор останавливается на типе реализации Баттерворда. Данный фильтр имеет максимально гладкую АЧХ на частотах полосы пропускания и снижающуюся почти до нуля на частотах подавления [7]. УФ должен не исказить амплитуду сигнала в полосе пропус-

ния и при этом иметь полосу пропускания меньше, чем у ШФ. Также, УФ должен иметь более высокое отношение сигнал/шум, чем ШФ, обладая высоким уровнем затухания в полосе задерживания. Для того чтобы АЧХ имела резкий переход между полосами среза и задерживания, необходимо выбрать высокий порядок фильтра.

Корректируя АЧХ под требуемую форму, уменьшая уровень затухания в полосе задерживания, получаем требование для порядка ШФ, равное 15. Такой высокий порядок фильтра приводит к тому, что фильтр будет иметь высокие искажения фазы, следовательно, дискретность взятия отсчетов ФЧХ по частоте нужно взять заметно больше, чем у ШФ.

Нижняя и верхняя частоты среза подбираются таким образом, чтобы АЧХ имела максимально ровную полосу пропускания в диапазоне частот от 9 до 11 МГц. Аналитическим методом определяем значения верхней ($f_{\text{в}}$) и нижней ($f_{\text{н}}$) частотам среза УФ. Анализ показал следующие значения: $f_{\text{н}} = 8,8$ МГц, $f_{\text{в}} = 11,2$ МГц. Диаграмма АЧХ и ФЧХ УФ приведена на рис. 11.

Фиксированные значения ФЧХ, где $\Delta\varphi$ – отклонения фазы (град.) при значении частот f в полосе 9–11 МГц с дискретностью взятия отсчетов по частоте 10 кГц, приведены в табл. 2.

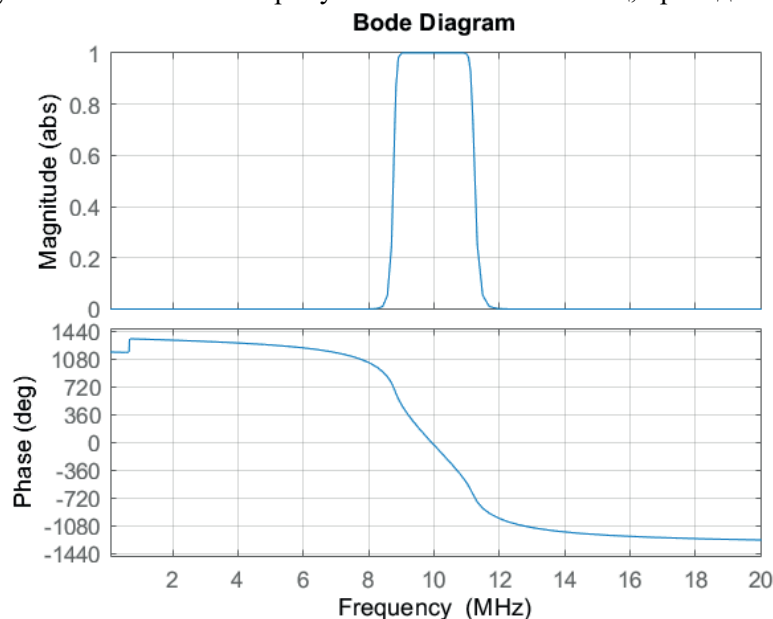


Рис. 11. Диаграмма АЧХ и ФЧХ УФ

Таблица 2

ФЧХ УФ от частоты входного сигнала фильтра

f	$\Delta\varphi$	f	$\Delta\varphi$	f	$\Delta\varphi$	f	$\Delta\varphi$	f	$\Delta\varphi$
9	493	9,41	249	9,82	49,7	10,23	-137	10,64	-328
9,01	486	9,42	244	9,83	45	10,24	-142	10,65	-333
9,02	478	9,43	239	9,84	40,4	10,25	-146	10,66	-338
9,03	471	9,44	234	9,85	35,8	10,26	-151	10,67	-343

f	$\Delta\phi$	f	$\Delta\phi$	f	$\Delta\phi$	f	$\Delta\phi$	f	$\Delta\phi$
9,04	468	9,45	229	9,86	31,2	10,27	-155	10,68	-348
9,05	458	9,46	224	9,87	26,6	10,28	-160	10,69	-353
9,06	451	9,47	219	9,88	21,9	10,29	-164	10,7	-358
9,07	445	9,48	214	9,89	17,4	10,3	-169	10,71	-363
9,08	439	9,49	208	9,9	12,8	10,31	-173	10,72	-368
9,09	432	9,5	203	9,91	8,15	10,32	-178	10,73	-373
9,1	429	9,51	198	9,92	3,56	10,33	-183	10,74	-378
9,11	420	9,52	193	9,93	-1,03	10,34	-187	10,75	-383
9,12	413	9,53	188	9,94	-5,57	10,35	-192	10,76	-388
9,13	407	9,54	183	9,95	-10,2	10,36	-196	10,77	-393
9,14	400	9,55	178	9,96	-14,7	10,37	-201	10,78	-398
9,15	394	9,56	173	9,97	-19,2	10,38	-206	10,79	-403
9,16	388	9,57	168	9,98	-23,8	10,39	-210	10,8	-409
9,17	382	9,58	164	9,99	-28,3	10,4	-215	10,81	-414
9,18	376	9,59	159	10	-32,9	10,41	-219	10,82	-419
9,19	370	9,6	154	10,01	-37,4	10,42	-224	10,83	-425
9,2	364	9,61	149	10,02	-42	10,43	-229	10,84	-430
9,21	358	9,62	144	10,03	-46,5	10,44	-233	10,85	-436
9,22	353	9,63	139	10,04	-51	10,45	-238	10,86	-441
9,23	347	9,64	134	10,05	-55,6	10,46	-242	10,87	-447
9,24	342	9,65	130	10,06	-60,1	10,47	-247	10,88	-452
9,25	336	9,66	125	10,07	-64,7	10,48	-252	10,89	-457
9,26	330	9,67	120	10,08	-69,7	10,49	-256	10,9	-463
9,27	325	9,68	115	10,09	-73,7	10,5	-261	10,91	-469
9,28	319	9,69	111	10,1	-78,2	10,51	-266	10,92	-475
9,29	314	9,7	106	10,11	-82,7	10,52	-271	10,93	-481
9,3	308	9,71	101	10,12	-87,2	10,53	-275	10,94	-486
9,31	302	9,72	96,5	10,13	-91,8	10,54	-280	10,95	-492
9,32	297	9,73	91,7	10,14	-96,3	10,55	-285	10,96	-498
9,33	291	9,74	87	10,15	-101	10,56	-289	10,97	-504
9,34	286	9,75	82,3	10,16	-105	10,57	-294	10,98	-510
9,35	281	9,76	77,6	10,17	-110	10,58	-299	10,99	-516
9,36	275	9,77	72,9	10,18	-114	10,59	-304	11	-523
9,37	270	9,78	68,1	10,19	-119	10,6	-309		
9,38	265	9,79	63,5	10,2	-123	10,61	-314		
9,39	259	9,8	58,9	10,21	-128	10,62	-319		
9,4	254	9,81	54,2	10,22	-132	10,63	-323		

С помощью значений отклонения фаз сигнала УФ табл. 2 и значения частоты сигнала на выходе этого фильтра можно установить набег фазы.

Основными элементами системы ФАПЧ являются фазовый детектор (ФД), фильтр нижних частот (ФНЧ) и генератор, управляемый напряжением (ГУН). Существенной особенностью системы

ФАПЧ является то, что выходной величиной ГУН является частота, а входной величиной ФД – разность фаз управляющего сигнала и сигнала обратной связи, поступающего с выхода ГУН [8].

Фазовый детектор – устройство, осуществляющее сравнение двух входных частот, и формирующее выходной сигнал, длительность которого

пропорциональна этой разности. При реализации цифрового ФД используется схема «исключающего или», а при реализации аналогового ФД используется схема аналогового умножителя сигналов [9]. При сборке в программе схемы фазового детектора необходимо выбрать блок аналогового умножения сигналов и блок усиления сигнала. Блок аналогового умножения сигналов Product приведен на рис. 12а. Результат перемножения двух сигналов необходимо усилить. Для этого необходимо применение блока усиления сигнала Gain, который приведен на рис. 12б.



Рис. 12. Составной блок ФД: а – аналогового умножения сигналов Product, б – усиления сигнала Gain

Таким образом, с помощью блоков Product и Gain сформирована схема фазового детектора, собранная в один блок, изображенный в модели ФАПЧ на рис. 13.

На выходе ФД применяется ФНЧ. Цель ФНЧ – подавить высокочастотную составляющую сигнала, сохранив сигнал нулевой частоты, который должен регулировать ГУН. Для выполнения функций ФНЧ в программе MatLAB Simulink подходит блок Analog Filter Design. Блок ФНЧ Analog Filter Design приведен в модели ФАПЧ на рис. 13. Данный блок такой же, как у ШФ и УФ, отличающийся только настройкой параметра типа фильтра. Он имеет настройки: метод проектирования (Design method), тип фильтра (Filter type), порядок фильтра (Filter order) и граничная частота полосы пропускания (Passband edge frequency (rad/s)).

В ФАПЧ ГУН является генератором, у которого частота на выходе зависит от напряжения на его управляющем входе [10]. Блоком ГУН в программе MatLAB Simulink является блок Continuous-Time VCO, изображенный в модели ФАПЧ на рис. 13. Данный блок предназначен для непрерывных сигналов. Под действием управляющего на-

пряжения данный блок смещает частоту генерируемого сигнала в зависимости от величины управляющего напряжения. Если входной сигнал равен $u(t)$, то выходной сигнал соответствует формуле:

$$y(t) = A_{cg} \cos(2\pi f_{co}t + 2\pi k_c \int_0^t u(\tau) d\tau + \varphi), \quad (2)$$

где A_{cg} – амплитуда входного сигнала, f_{co} – частота покоя, t – время, k_c – входная чувствительность, φ – начальная фаза.

Блок ГУН Continuous-Time VCO имеет настройки: выходная амплитуда (Output amplitude), частота покоя (Quiescent frequency), входная чувствительность (Input sensitivity) и начальная фаза (Initial phase).

Сборная модель системы ФАПЧ приведена на рис. 13.

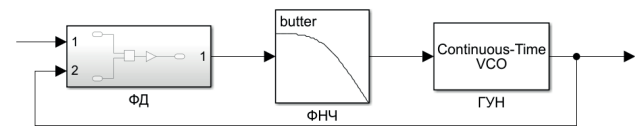


Рис. 13. Модель системы ФАПЧ

Таким образом, цель сборки модели ФАПЧ успешно достигнута.

В результате моделирования системы ФАПЧ в диапазоне частот от 9 МГц до 11 МГц фаза сигнала на выходе смещается на 90 градусов относительно входного сигнала за счет ГУНа.

На рис. 14 представлена разработанная общая компьютерная модель устройства фильтрации в программе MatLAB Simulink.

Входной сигнал формируется из суммы двух блоков генерации: генератор сигнала (Signal Generator) и генератор нормального распределения случайных чисел (Random Number). Параметры сигнала и белого шума также регулируются.

Заключение

Таким образом, проведенный обзор аналогов предложенной структуры устройства фильтрации показал отсутствие компьютерной модели с возможностью слежения за частотой сигнала и оценки влияния параметров элементов устройства на фазу сигнала. В результате была разработана ком-

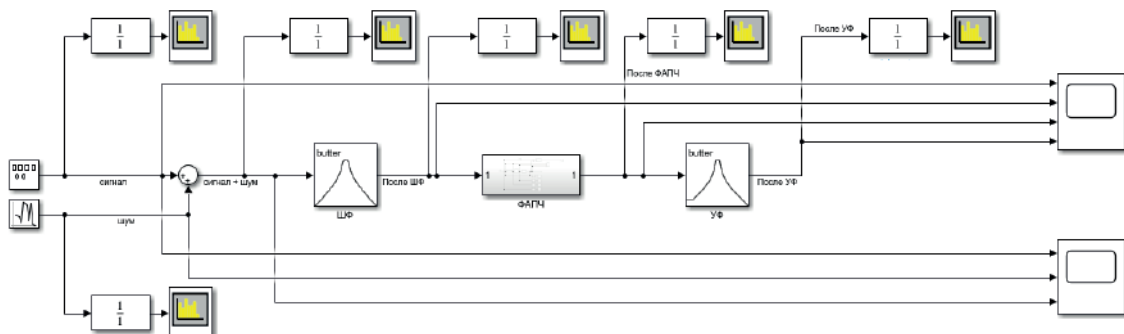


Рис. 14. Модель устройства фильтрации

пьютерная модель устройства фильтрации в программе MatLAB Simulink, в которую вошли: ШФ и УФ с возможностью изменения их параметров (частоты среза и задерживания, типа реализации фильтра, порядка фильтра), ФАПЧ с возможностью изменения ее параметров (коэффициента усиления в ФД, чувствительности ГУН, частоты покоя ГУН и ряда других параметров) и схемотехнического решения.

Разработанная компьютерная модель позволит провести исследования влияния блоков устройства фильтрации на фазу сигнала.

Благодарности

Исследование выполнено в рамках государственного задания ФГАОУ ВО «Сибирский федеральный университет» (номер FSRZ-2023-0008).

Список литературы

- [1] Панько С. П., Сухотин В. В. Фазовая пеленгация в спутниковой связи // Исследовано в России. 2003. С. 380–388.
- [2] Сухотин В. В., Тихтенко А. С., Жгун А. В., Сидорин В. А. Цифровой фильтр для устройства определения координат источника радиосигнала в спутниковых системах телекоммуникаций // Космические аппараты и технологии. 2020. Т. 4. № 4. С. 226–232. doi: 10.26732/j.st.2020.4.05.
- [3] Овчинников Ф. В., Сухотин В. В. Измерение разности фаз сигналов в системах спутниковой связи с использованием одного геостационарного ИСЗ // Исследования наукограда. 2017. Т. 1. № 1. С. 30–37.
- [4] Сосновский М. Р., Сухотин В. В. Разработка компьютерной модели устройства фильтрации гармонической составляющей сигнала с неизвестной структурой // Материалы XVIII Междунар. конф. студентов, аспирантов и молодых ученых «Перспектив – 2022». Красноярск. 2022. С. 2082–2084.
- [5] Романов А. П., Алешечкин А. М. Способ восстановления несущей частоты фазоманипулированного сигнала и слежения за ней. Пат. № 2510145 Российская Федерация, 2014. Бюл. № 8.
- [6] Чиккарелли С., Рагхупати А., Банистер Б. Фильтр с переменной полосой пропускания для подавления узкополосного шума и модуль регулируемой задержки. Пат. № 2384942 Российская Федерация, 2010. Бюл. № 8.
- [7] Сорокин Г. А. Фильтр нижних частот // Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия: Компьютерные технологии, управление, радиоэлектроника. 2015. С. 100–106.
- [8] Голуб В. Несколько слов о системе ФАПЧ // Компоненты и технологии. 2003. № 8. С. 92–96.
- [9] Тельнов А. А. Проектирование систем фазовой автоподстройки частоты // Электроника. 2022. Т. 15. № 7. С. 37–46.
- [10] Харни О., Иоффе Д. Разработка точной петли фазовой автоподстройки частоты с высоковольтным ГУН // Компоненты и Технологии. 2010. № 7. С. 138–142.

COMPUTER MODEL OF A SIGNAL FILTERING DEVICE FOR A MONITORING EARTH STATION

M. R. Sosnovsky, V. V. Sukhotin, A. P. Baskov
Siberian Federal University,
Krasnoyarsk, Russian Federation

Satellite communication systems have an advantage over other communication systems, as they have a large coverage of the territory. The Earth station can be located anywhere in this territory and can be either a legitimate user or a satellite pirate (an illegitimate user). The developers are faced with the task of determining the coordinates of an illegitimate user illegally occupying a frequency resource. The article proposes a block diagram of a signal filtering device, which is part of a device for determining the coordinates of an illegitimate user, a monitoring Earth station. The purpose, requirements and main task of each composite block of the filtration device are defined. The search and analysis of analog filters and signal filtering methods was carried out. In the Mat-Lab Simulink software environment, a computer model of a signal filtering device has been developed according to a block diagram with the possibility of determining the phase run, as well as the settings of the filtering device blocks are disclosed, which can be adjusted during the study of the

model. For the bandpass filters included in the filtering device, the phase frequency characteristics of the phase change of the received signal on the frequency of this signal are constructed. A phase lock loop system has been formed with the possibility of changing its parameters. Calculations of the phase incursion through the elements of the filtration device are made.

Keywords: coordinate determination device, filtering device, phase lock loop, computer simulation, Earth station, phase shift.

References

- [1] Panko S. P., Sukhotin V. V. *Fazovaya pelengaciya v sputnikovoj svyazi* [Phase direction finding in satellite communications] // Investigated in Russia, 2003, pp. 380–388. (In Russian)
- [2] Sukhotin V. V., Tikhtenko A. S., Zhgun A. V., Sidorin V. A. *Cifrovoy fil'tr dlya ustrojstva opredeleniya koordinat istochnika radiosignala v sputnikovyh sistemah telekommunikacij* [Digital filter for device of determining coordinates of radio signal source in satellite telecommunications systems] // Spacecrafts & Technologies, 2020, vol. 4, no. 4, pp. 226–232. doi: 10.26732/j.st.2020.4.05. (In Russian)
- [3] Ovchinnikov F. V., Sukhotin V. V. *Izmerenie raznosti faz signalov v sistemah sputnikovoj svyazi s ispol'zovaniem odnogo geostacionarnogo ISZ* [Measurement of a difference phases of signals in satellite communication systems with use of one geostationary artificial earth satellite] // The Research of the Science City, 2017, vol. 1, no. 1, pp. 30–37. (In Russian)
- [4] Sosnovsky M. R., Sukhotin V. V. *Razrabotka komp'yuternoj modeli ustrojstva fil'tracii garmonicheskoy sostavlyayushchej signala s neizvestnoj strukturoj* [Development of a computer model of a device for filtering the harmonic component of a signal with an unknown structure] // Materials of the XVIII International Conference of students, postgraduates and young scientists «Prospect Svobodny – 2022», Krasnoyarsk, 2022, pp. 2082–2084. (In Russian)
- [5] Romanov A. P., Aleshechkin A. M. *Sposob vosstanovleniya nesushchej chastoty fazomanipulirovannogo signala i slezheniya za nej* [A method for restoring the carrier frequency of a phase-manipulated signal and tracking it]. Patent RU 2510145, 2014, bulletin no. 8.
- [6] Ciccarelli S., Raghupati A., Banister B. *Fil'tr s peremennoj polosoj propuskaniya dlya podavleniya uzkopolosnogo shuma i modul' reguliruemoy zaderzhki* [Variable bandwidth filter for narrowband noise suppression and adjustable delay module]. Patent RU 2384942, 2010, bulletin no. 8.
- [7] Sorokin G. A. *Fil'tr nizhnih chastot* [Low-pass filter] // Bulletin of the South Ural State University. Series: Computer technology, control, radio electronics, 2015, pp.100–106. (In Russian)
- [8] Golub V. *Neskol'ko slov o sisteme FAPCH* [A few words about the PLL system] // Components and Technologies, 2003, no. 8, pp. 92–96. (In Russian)
- [9] Telnov A. A. *Proektirovanie sistem fazovoj avtopodstrojki chastoty* [Designing systems of phase auto-tuning of frequency] // Electronics, 2022, vol. 15, no. 7, pp. 37–46. (In Russian)
- [10] Harney Au., Ioffe D. *Razrabotka tochnoj petli fazovoj avtopodstrojki chastoty s vysokovol'tnym GUN* [Development of an accurate loop of phase-locked frequency with a high-voltage GUN] // Components and Technologies, 2010, no. 7, pp. 138–142. (In Russian)

Сведения об авторах

Басков Андрей Петрович – аспирант Сибирского федерального университета. Окончил Красноярский государственный технический университет в 2001 году. Область научных интересов: системы спутниковой связи.

Сосновский Максим Романович – студент Сибирского федерального университета. Область научных интересов: моделирование радиотехнических устройств, применяемых в спутниковых системах связи.

Сухотин Виталий Владимирович – кандидат технических наук, доцент, доцент Сибирского федерального университета. Окончил Красноярский государственный технический университет в 1999 году. Область научных интересов: измерения параметров сигналов в радиотехнике, радиотехнические методы измерения координат источников радиоизлучения.

ORCID: 0000-0002-8166-5893

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 spacecrafts.technologies@yandex.ru.

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, 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. Рекомендуется 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, научные степень и звание, что и когда окончил, область научных интересов, идентификатор ORCID).



**САМАРСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ**

**ИССЛЕДУЙ
ВСЕЛЕННУЮ
ВМЕСТЕ
С НАМИ**

