

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И ТЕХНОЛОГИИ

SPACECRAFTS & TECHNOLOGIES



КА «Гео-ИК-2»
Производитель: АО «ИСС»



Технологическая платформа

НИСС

Национальная Информационная
Спутниковая Система

**№2 (32)
2020**



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 4

№ 2 (32)

2020

Выходит один раз в три месяца

Красноярский край
Железногорск

Космические аппараты и технологии

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Чернявский Александр Григорьевич
(Королев)

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 2018 г. – 0,195.

«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

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

Адрес учредителя, редакции и издателя:
662972, Красноярский край, ЗАТО г. Железногорск,
ул. Ленина, 52, корп. 4, ком. 224
E-mail: isercit@gmail.com; <http://www.journal-niss.ru>

Подписной индекс журнала в каталоге «Пресса России» 39491
Тираж 200 экз. Заказ 11870
Дата выхода в свет 22.09.2020

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

Свободная цена

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

Spacecrafts & Technologies

Chief Editor

Testoyedov Nikolay A.

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

Deputy Chief Editor

Khalimanovich Vladimir I.

PhD in Physics and Mathematics, Professor (Russia)

Executive Secretary

Khnykin Anton V.

PhD in Engineering (Russia)

Editorial Board

Annin Boris D.

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

Popov Garry A.

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

Shabanov Vasily Ph.

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

Vasiliev Valery V.

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

Makhutov Nikolay A.

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

Petrukovich Anatoly A.

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

Shaidurov Vladimir V.

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

Belyaev Boris A.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Chebotaev Victor E.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Fateev Yury L.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Garin Eugene N.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Khartov Victor V.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Kosenko Victor E.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Krasilshchikov Michael N.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Medvedtskiy Alexander L.

Doctor of Physics and Mathematics (Russia)

Ovchinnikov Sergey G.

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russia)

Panko Sergey P.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Pchelyakov Oleg P.

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russia)

Cherniavsky Alexander G.

(Russia)

Scientific quarterly journal

Published since 2012

ISSN 2618-7957

Publisher and Founder:

Association «Technology Platform

«National Information Satellite System»

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

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

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

The journal sections:

- Rocket and space equipment;
- New materials and technologies in space equipment;
- Space instrument engineering;
- Space Services;
- 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

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

В. В. Волоцунев, В. В. Салмин
АНАЛИЗ ЦИКЛОГРАММЫ ПОДДЕРЖАНИЯ
НИЗКОЙ РАБОЧЕЙ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО
АППАРАТА КЛАССА «АИСТ-2» С ПОМОЩЬЮ
ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Г. П. Аншаков, А. В. Крестина, И. С. Ткаченко
АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ
СРЕДСТВ УВОДА С ОРБИТЫ МАЛЫХ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

**З. А. Казанцев, А. М. Ерошенко,
И. В. Уваев, А. В. Лопатин**
ПАРАБОЛИЧЕСКИЙ ТРАНСФОРМИРУЕМЫЙ
РЕФЛЕКТОР ДЛЯ ПЛАТФОРМЫ CUBESAT

**А. Н. Глуздов, П. В. Горбулин,
Е. В. Котышов, О. Л. Куваев**
МЕТОД ГРАФОАНАЛИТИЧЕСКОГО
ОПРЕДЕЛЕНИЯ ГРАНИЦ ПРОСТРАНСТВЕННО-
ВРЕМЕННЫХ ОБЛАСТЕЙ ДОСТИЖИМОСТИ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА СЕРВИСНОГО
ОБСЛУЖИВАНИЯ ТЕХНОГЕННЫХ
КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ НА
ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ

КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ

**О. С. Исаева, Л. Ф. Ноженкова,
А. В. Мишуров, А. Н. Камышников,
В. В. Евстратко, А. В. Черниговский**
СОЗДАНИЕ ГЕТЕРОГЕННОЙ ИМИТАЦИОННОЙ
МОДЕЛИ КОМАНДНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ
СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Н. М. Крат
ПРИМЕНЕНИЕ ВЕКТОРНЫХ АНАЛИЗАТОРОВ
ЦЕПЕЙ ПРИ КАЛИБРОВКЕ ЗАДЕРЖКИ В
ИМИТАТОРАХ СИГНАЛОВ СПУТНИКОВЫХ
РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

ROCKET AND SPACE EQUIPMENT

61 **V. V. Volotsuev, V. V. Salmin**
ANALYSIS OF THE CYCLOGRAM OF
MAINTAINING A LOW WORKING ORBIT OF
A SPACE-CRAFT OF THE AIST-2 CLASS USING
AN ELECTRIC JET ENGINE

72 **G. P. Anshakov, A. V. Krestina, I. S. Tkachenko**
ANALYSIS OF THE EFFECTIVENESS OF THE
DE-ORBITING DEVICES FOR SMALL SATELLITE

85 **Z. A. Kazantsev, A. M. Eroshenko,
I. V. Uvaev, A. V. Lopatin**
PARABOLIC TRANSFORMABLE REFLECTOR FOR
CUBESAT PLATFORM

96 **A. N. Gluzdov, P. V. Gorbunin,
E. V. Kotyashov, O. L. Kuvaev**
METHOD OF GRAPHOANALYTICAL FINDING
BORDERS SPACE-TIME AREAS OF REACHABILITY
SERVICE SPACECRAFT MAN-MADE SPACE
OBJECTS IN GEOSTATIONARY ORBIT

SPACE INSTRUMENT ENGINEERING

107 **O. S. Isaeva, L. F. Nozhnikova,
A. V. Mishurov, A. N. Kamysnikov,
V. V. Evstratko, A. S. Chernigovskiy**
CREATION OF THE SPACECRAFT'S
COMMAND-AND-MEASUREMENT SYSTEM'S
HETEROGENEOUS SIMULATION MODEL

116 **N. M. Krat**
VECTOR NETWORK ANALYZER USAGE AT
CALIBRATION OF DELAY IN SATELLITE RADIO
NAVIGATION SYSTEM SIGNAL SIMULATORS

АНАЛИЗ ЦИКЛОГРАММЫ ПОДДЕРЖАНИЯ НИЗКОЙ РАБОЧЕЙ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА КЛАССА «АИСТ-2» С ПОМОЩЬЮ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

В. В. Волоцув✉, В. В. Салмин

Самарский национальный исследовательский университет им. акад. С. П. Королёва,
г. Самара, Российская Федерация

Проведено исследование временных параметров циклограммы поддержания низкой рабочей орбиты малого космического аппарата класса «АИСТ-2» с помощью электрореактивного двигателя малой тяги. Анализ проведен для рабочих орбит со средней высотой в диапазоне от четырехсот до пятисот километров с учетом изменчивости верхней атмосферы Земли в зависимости от уровня солнечной активности. В расчетах было принято, что сила тяги электрореактивного двигателя составляет двадцать миллиньютонов и ресурс его работы не превышает тысячи часов. Было использовано методическое и программное обеспечение: для оценки уровня силы аэродинамического сопротивления в зависимости от уровня солнечной активности; для моделирования и анализа параметров орбитального движения космического аппарата под действием корректирующих и аэродинамических возмущений. Результаты анализа показали, что электрореактивный двигатель с указанной силой тяги позволяет проводить поддержание рабочей орбиты спутника во всем диапазоне обозначенных высот. При отклонении средней высоты орбиты на величину не более трех километров коррекцию можно провести менее чем за сутки. Продолжительность одного цикла коррекции может изменяться от четырех до четырехсот семидесяти восьми суток в зависимости от уровня солнечной активности и проектно-баллистических параметров космического аппарата. Ресурс работы электрореактивного двигателя, равный тысяче часов, обеспечивает поддержание рабочей орбиты космического аппарата в диапазоне заданных высот более семи лет при низкой солнечной активности.

Ключевые слова: электрореактивный двигатель, низкая орбита, циклограмма коррекции, малый космический аппарат.

Введение

К настоящему времени накоплен опыт использования электрореактивных двигателей (ЭРД) на низкоорбитальных космических аппаратах (КА), функционирующих на высотах ниже 600 км. В период с 2009 по 2013 годы на сверхнизкой около-круговой орбите с высотой порядка $260 \div 280$ км функционировал европейский КА «GOCE» с целью гравиметрических измерений Земли. Масса КА «GOCE» была порядка 1050 кг. Для удержания среднего радиуса орбиты использовался ЭРД с регулируемой тягой от 1 мН до 20 мН. Запас рабочего тела составлял 30 кг, что позволило поддерживать орбиту в течение 3,5 лет [1]. С 2012 года

запускаются российские малые КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) «Канопус-В», оснащенные отечественными ЭРД марки «СПД-50» (ОКБ «Факел», г. Калининград) для поддержания рабочей орбиты с высотой порядка 510 км [2]. В период с 2017 года по декабрь 2019 года осуществлялась миссия японского КА «Цубаме», как демонстратора технологий работы на сверхнизких орбитах. Масса КА составляла 380 кг. На КА «Цубаме» использовались химическая двигательная установка и электрореактивная двигательная установка. На последнем этапе миссии КА спустился на сверхнизкую орбиту высотой порядка 167 км и удерживался на этой орбите в течение недели. Ионный двигатель Кауфмана на КА «Цубаме» мог создавать регулируемую силу тяги от 10 мН до 28 мН, запас рабочего тела (ксенона) составлял 10 кг [3; 4].

✉ volotsuev@mail.ru

Российский ракетно-космический центр «Прогресс» (г. Самара) с 2010-х развивает линейку малых КА ДЗЗ класса «АИСТ-2». В настоящее время на низкой околокруговой орбите функционирует малый КА ДЗЗ «АИСТ-2Д» с массой 530 кг. Спутник был запущен на начальную рабочую орбиту с параметрами: $H_a = 493$ км; $H_n = 477$ км, $i = 97,2^\circ$ [5]. На спутнике нет реактивных двигателей коррекции рабочей орбиты. Опыт эксплуатации этого КА показал, что за три года полета период обращения рабочей орбиты уменьшился на 10 секунд. Это изменение периода обращения эквивалентно уменьшению среднего радиуса орбиты на 15 км. Следует отметить, что КА «АИСТ-2Д» совершал свой полет в период крайне низкой солнечной активности, влияющей на уровень плотности верхней атмосферы Земли. В будущем, если уровень солнечной активности увеличится до средних и высоких значений, то возрастут плотность атмосферы и интенсивность падения высоты орбиты.

В настоящей статье рассмотрена задача анализа временных параметров циклограммы поддержания низкой орбиты малого КА класса «АИСТ-2» с помощью ЭРД на длительном интервале времени.

1. Постановка задачи

Объектом исследования является малый КА класса «АИСТ-2». В настоящем проектном анализе используются параметры массы и геометрии исследуемого КА. Проектный параметр масса КА ($m_{КА}$) имеет следующее пространство численных значений: $500 \text{ кг} \leq m_{КА} \leq 700 \text{ кг}$.

Геометрическая форма КА изменяется в зависимости от устанавливаемой на него целевой бортовой аппаратуры. На рис. 1 (а, б) показаны варианты различных КА на базе платформы «АИСТ-2». Геометрическая модель корпуса КА показана на рис. 1 (в).

Для расчетов параметров циклограммы поддержания низкой орбиты используется параметр эквивалентной площади мишеня КА ($S_{\text{экв.мид.}}$), который зависит от линейных и угловых геометрических размеров корпуса КА, а также от площади солнечных батарей.

Математическую модель для определения эквивалентной площади мишеня КА можно представить в виде выражения:

$$S_{\text{экв.мид.}} = \int_0^{S_{\text{СБ}}} \sin \delta_1(t) dS + \int_0^{S_{\text{пов.КА}}} \sin \delta_2(t) dS, \quad (1)$$

где $S_{\text{СБ}}$ – общая площадь солнечных батарей; $S_{\text{пов.КА}}$ – общая площадь поверхности корпуса КА; $\delta_1(t)$ – изменяющийся во времени угол между направлением аэродинамического потока и участками

поверхности солнечных батарей; $\delta_2(t)$ – изменяющийся во времени угол между направлением аэродинамического потока и участками поверхности корпуса КА.

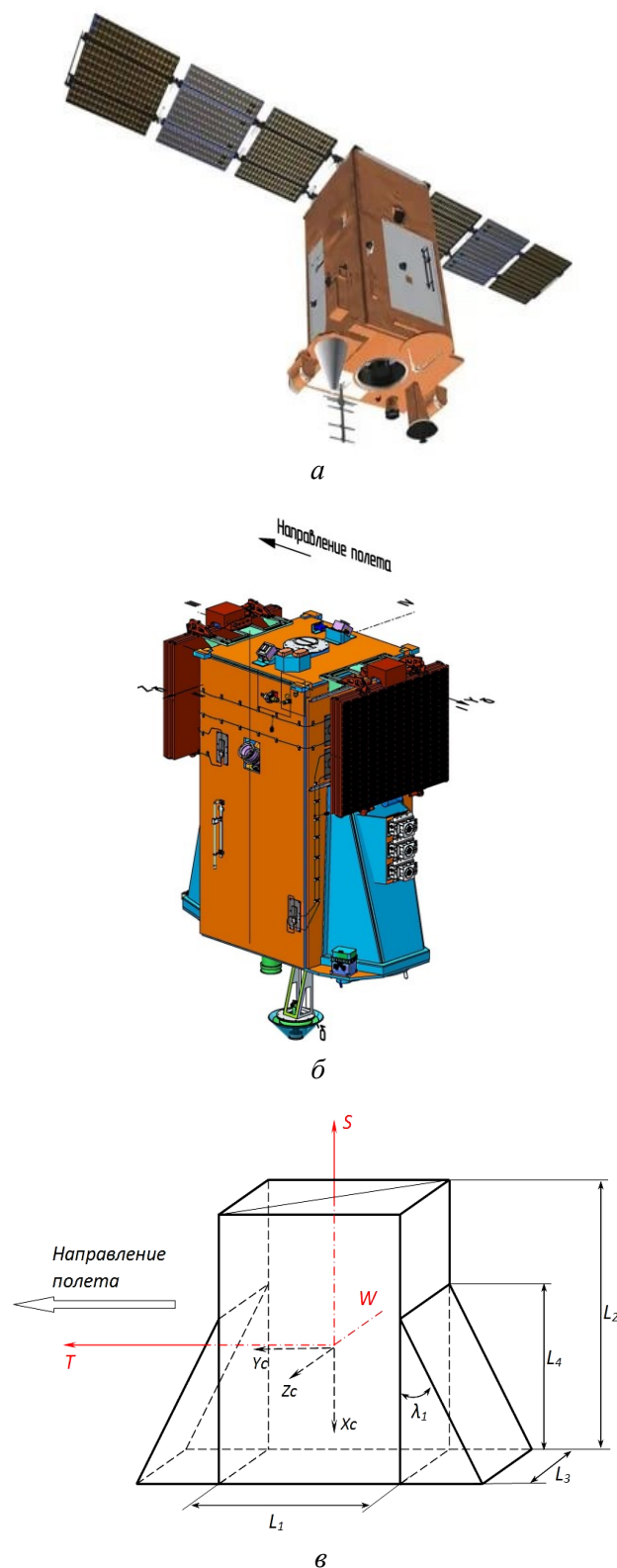


Рис. 1. Геометрия исследуемого объекта: а) КА «АИСТ-2Д» [5]; б) проект КА со стереоскопической аппаратурой наблюдения; в) геометрическая модель корпуса исследуемого КА

В настоящей статье описано исследование для ориентированного полета КА с неподвижными плоскостями панелей солнечных батарей, сориентированными параллельно аэродинамическому потоку разреженного газа, т. е. $\delta_1(t) = 0^\circ$. Соответственно, для разработанной геометрической модели КА в качестве исходных данных для исследований было сформировано следующее множество численных значений эквивалентной площади мидела: $1 \text{ м}^2 \leq S_{\text{экв.мид.}} \leq 3 \text{ м}^2$.

Также в анализе был использован в качестве проектного параметра баллистический коэффициент КА ($\sigma_{\text{КА}}$), который зависит от массы и эквивалентной площади мидела КА и определяется из выражения [6]:

$$\sigma_{\text{КА}} = C_x \cdot \frac{S_{\text{экв.мид.}}}{2m_{\text{КА}}}, \quad (2)$$

где C_x – коэффициент лобового сопротивления КА (при анализе $C_x = 2,5$). Для заданных множеств $m_{\text{КА}}$ и $S_{\text{экв.мид.}}$ из выражения (2) можно определить, что $0,003 \text{ м}^2/\text{кг} \leq \sigma_{\text{КА}} \leq 0,008 \text{ м}^2/\text{кг}$.

Исследования проводились для низких околополярных (наклонение плоскости орбиты к экватору порядка 97°) и околокруговых орбит со средним радиусом орбиты ($R_{\text{орб.ср.}}$) от 6771 км до 6871 км. Для иллюстрации результатов анализа также использовался параметр средней высоты орбиты ($H_{\text{орб.ср.}}$): 400 км соответствуют 6771 км; 500 км соответствуют 6871 км.

Исследования проводились при состояниях атмосферы Земли, описываемых индексами уровня солнечной активности (F_0), изменяющих свое численное значение в диапазоне:

$$75 \cdot 10^{-22} \text{ Вт} / \text{м}^2 \text{Гц} \leq F_0 \leq 250 \cdot 10^{-22} \text{ Вт} / \text{м}^2 \text{Гц}.$$

Анализ активных участков циклограммы поддержания орбиты (движение с включенным

ЭРД) проводился для силы тяги ЭРД ($F_{\text{ЭРД}}$), равной 20 мН. В расчетах было задано, что вектор силы тяги $F_{\text{ЭРД}}$ направлен в положительном направлении по вектору орбитальной скорости КА.

Целью исследований являлось определение пространства численных значений параметров циклограммы поддержания орбиты КА: времени одного цикла коррекции ($t_{\text{ц}}$); времени пассивного движения КА под действием аэродинамических возмущений в цикле коррекции ($t_{\text{пасс}}$); времени активного движения КА под действием малой силы тяги ЭРД ($t_{\text{акт}}$); моторного времени работы ЭРД за срок существования КА ($t_{\text{мот}}$); допустимого отклонения среднего радиуса рабочей орбиты КА ($\Delta R_{\text{орб}}$).

2. Модель циклограммы поддержания низкой рабочей орбиты КА с помощью ЭРД малой тяги

Для анализа временных параметров циклограмм поддержания рабочей орбиты низкоорбитального КА использовалась модель циклов коррекции. На низкой орбите под воздействием аэродинамических сил сопротивления наиболее существенно эволюционируют такие параметры как большая полуось орбиты (A) и эксцентриситет (для низкой околокруговой орбиты $R_{\text{орб.ср.}} = A$). Функционально зависимым от указанных параметров является период обращения на рабочей орбите. В настоящих исследованиях под коррекцией низкой орбиты понимается поддержание периода обращения (T) и, соответственно, большой полуоси ($A = R_{\text{орб.ср.}}$) на длительном интервале времени [7]. Циклограмму поддержания орбиты с помощью ЭРД при этом можно представить как на рис. 2.

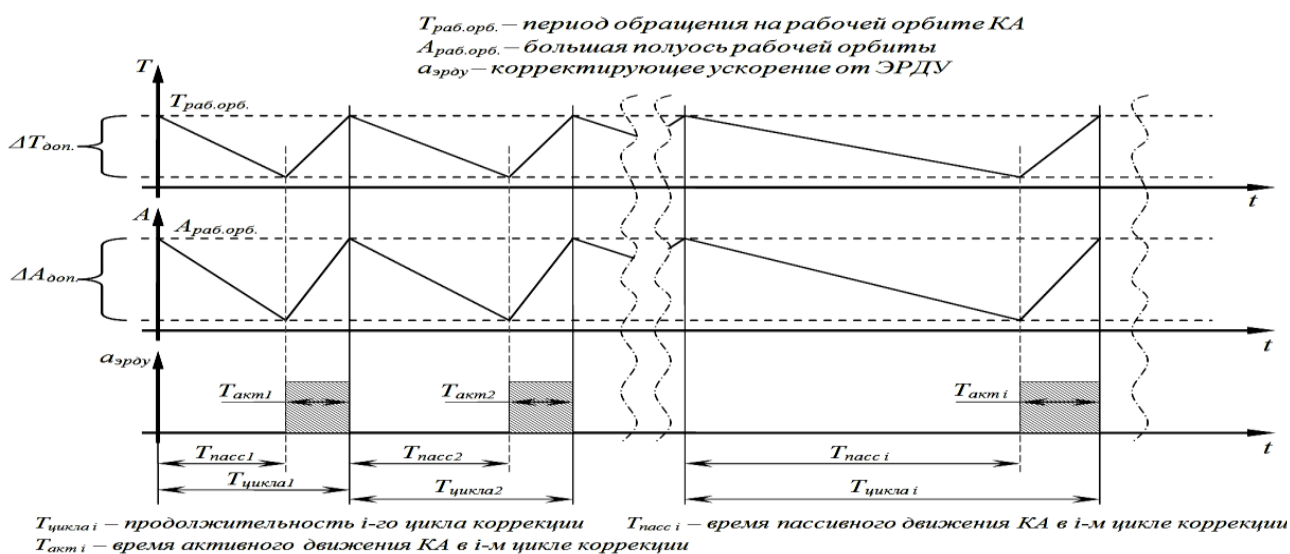


Рис. 2. Структура циклов поддержания орбиты КА с помощью ЭРД

Из рис. 2 видно, что циклограмма состоит из отдельных циклов коррекции, которые включают в себя участки пассивного и активного движения КА. На пассивных участках ЭРД не включается, а КА выполняет поставленные целевые задачи. Пассивный участок длится до тех пор, пока отклонение большой полуоси ($A = R_{орб.ср.}$) не достигнет допустимого значения $\Delta A_{доп}$ ($\Delta R_{орб.}$). За пассивным участком следует активный участок, на котором ЭРД включается и создает корректирующее ускорение ($a_{ЭРД}$). Активный участок продолжается пока не восстановятся параметры орбиты.

За планируемый срок активного существования КА совершит определенное количество циклов коррекции, а суммарное моторное время работы ЭРД будет определяться из выражения:

$$T_{\Sigma \text{мот}} = \sum_{i=1}^n \gamma_i \cdot T_{\text{акт } i}, \quad (3)$$

где $T_{\text{акт } i}$ – время активного движения КА в i -м цикле коррекции орбиты; γ_i – относительное время работы ЭРД на активных витках в i -м цикле коррекции орбиты (в настоящих исследованиях $\gamma_i = 1$); n – количество циклов коррекции в течение срока активного существования КА.

3. Методическое обеспечение для оценки уровня силы аэродинамического сопротивления

Для оценки величин силы аэродинамического сопротивления используется выражение [8; 9]:

$$F_{\text{аэр}} = \frac{1}{2} \cdot C_x \cdot S_{\text{экв.мид.}} \cdot \rho \cdot V^2, \quad (4)$$

где ρ – плотность остаточной атмосферы Земли; V – скорость набегающего на КА аэродинамического потока.

Плотность верхней атмосферы Земли является высоко динамичной величиной, которая зависит от многих факторов: высоты над поверхностью Земли, уровня солнечной активности, геомагнитной возмущенности Земли и др. В исследованиях использовалась модель динамической атмосферы из ГОСТ Р25645.166-2004 «Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли». Согласно источнику плотность атмосферы в диапазоне высот от 120 км до 1500 км определяется из выражения [10]:

$$\rho = \rho_H \cdot K_0 \cdot (1 + K_1 + K_2 + K_3 + K_4), \quad (5)$$

где ρ_H – плотность ночной атмосферы; K_0 – изменение плотности атмосферы, связанное с отклонением средневзвешенного индекса солнечной ак-

тивности F_{81} от фиксированного среднесуточного индекса солнечной активности F_0 ; K_1 – коэффициент суточного эффекта в распределении плотности; K_2 – коэффициент полугодового эффекта; K_3 – коэффициент, учитывающий изменение плотности, связанное с отклонением среднесуточного индекса солнечной активности $F_{10.7}$ от F_{81} ; K_4 – коэффициент, учитывающий зависимость плотности атмосферы от геомагнитной активности.

Скорость набегающего аэродинамического потока равняется орбитальной скорости движения КА и определяется по моделям орбитального движения спутника Земли.

4. Методическое обеспечение для анализа циклограммы поддержания низкой орбиты КА с помощью ЭРД

Расчет временных параметров циклограммы поддержания низкой рабочей орбиты осуществлялся с помощью численного моделирования движения КА под действием силы аэродинамического сопротивления и силы тяги ЭРД.

Схема организации численных расчетов показана на рис. 3, из которого видно, что в основе моделирования движения КА лежит численное интегрирование системы дифференциальных уравнений в оскулирующих элементах. Исходными данными являются временные параметры интегрирования и модель возмущающих ускорений $a_{\text{возм}} = \{T, S, W\}$, где $\{T, S, W\}$ – проекции возмущающего ускорения на оси орбитальной системы координат: трансверсальной, радиальной и боковой.

Модель возмущающих ускорений в проекциях на оси орбитальной системы координат можно представить в виде выражений:

$$\begin{aligned} T_{\text{возм}} &= -T_{\text{аэр}} + T_{\text{ЭРД}}; \\ S_{\text{возм}} &= -S_{\text{аэр}} + S_{\text{ЭРД}}; \\ W_{\text{возм}} &= -W_{\text{аэр}} + W_{\text{ЭРД}}, \end{aligned} \quad (6)$$

где $\{T_{\text{аэр}}, S_{\text{аэр}}, W_{\text{аэр}}\}$ – проекции аэродинамического ускорения на трансверсальную, радиальную и боковую оси орбитальной системы координат; $\{T_{\text{ЭРД}}, S_{\text{ЭРД}}, W_{\text{ЭРД}}\}$ – проекции реактивного ускорения от ЭРД на трансверсальную, радиальную и боковую оси орбитальной системы координат.

Для проведения описанных численных расчетов с целью получения параметров циклограммы коррекции было использовано разработанное авторами специальное программное обеспечение.

На основе серии численных экспериментов был получен массив временных параметров циклограммы поддержания низкой рабочей орбиты исследуемого КА в диапазоне заданных баллистических параметров и уровней солнечной активности.

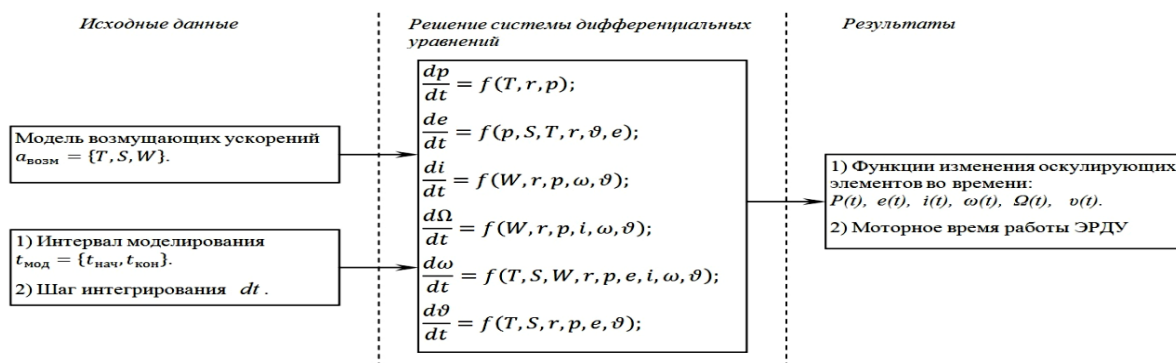


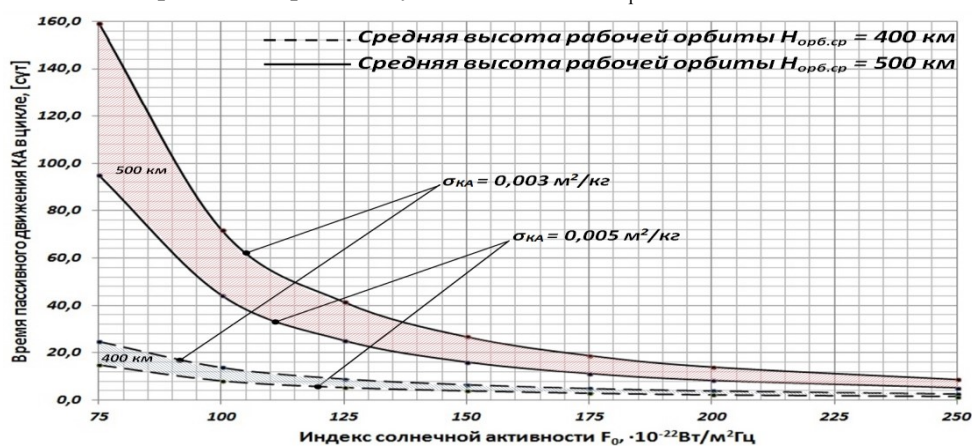
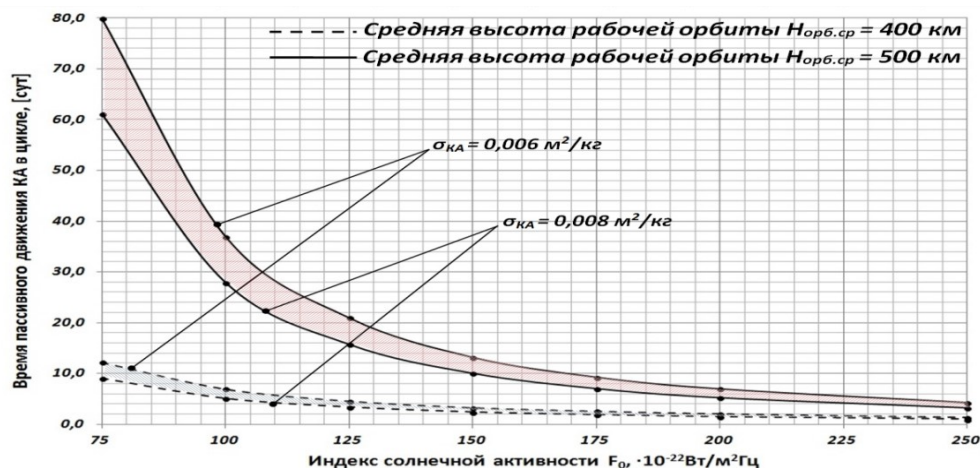
Рис. 3. Схема организации численного расчета эволюции орбиты КА

5. Результаты анализа времени пассивного движения КА в цикле коррекции

Исследования показали, что изменение среднего радиуса орбиты ($R_{\text{орб.ср.}}$) под действием силы аэродинамического сопротивления и малой силы тяги ЭРД в пределах 10 км от времени полета носит около линейный характер. Поэтому были проведены численные расчеты времени умень-

шения среднего радиуса рабочей орбиты на 1 км в заданном пространстве проектно-баллистических параметров КА и уровней солнечной активности. Временные интервалы изменения среднего радиуса орбиты более чем на 1 км вычислялись по линейной зависимости.

На рис. 4 и 5 приведены результаты анализа времени пассивного движения ($t_{\text{пас}}$) КА в цикле коррекции до уменьшения среднего радиуса орбиты на $\Delta R_{\text{орб}} = 1$ км.

Рис. 4. Зависимость уменьшения радиуса орбиты КА на $\Delta R_{\text{орб}} = 1$ км от уровня солнечной активности для $0,003 \text{ м}^2/\text{кг} \leq \sigma_{\text{КА}} \leq 0,005 \text{ м}^2/\text{кг}$ Рис. 5. Зависимость уменьшения радиуса орбиты КА на $\Delta R_{\text{орб}} = 1$ км от уровня солнечной активности для $0,005 \text{ м}^2/\text{кг} \leq \sigma_{\text{КА}} \leq 0,008 \text{ м}^2/\text{кг}$

Обобщенные результаты по временным интервалам уменьшения среднего радиуса орбиты на 1 км (пассивного движения КА), согласно областям из рис. 4 и 5, приведены в табл. 1.

Таблица 1

Зависимость времени уменьшения среднего радиуса орбиты на $\Delta R_{орб} = 1$ км от баллистического коэффициента КА, сутки

Индекс уровня солнечной активности (F_0) · 10 ⁻²² Вт/м ² Гц	Баллистический коэффициент КА, м ² /кг			
	0,003	0,005	0,006	0,008
Средняя высота начальной рабочей орбиты $H_{орб.ср.} = 400$ км				
75	24,7	14,9	12,2	9,1
100	13,8	8,2	6,9	5,1
125	9,0	5,4	4,5	3,4
150	6,6	4,0	3,2	2,4
175	5,0	3,0	2,5	1,9
200	4,0	2,3	2,0	1,5
250	2,7	1,6	1,3	1,0
Средняя высота начальной рабочей орбиты $H_{орб.ср.} = 500$ км				
75	159,0	94,9	80,0	61,1
100	71,8	44,2	37,0	27,9
125	41,4	25,1	21,0	15,7
150	26,7	16,0	13,2	10,0
175	18,8	11,2	9,3	7,0
200	14,0	8,3	7,0	5,2
250	8,7	5,2	4,3	3,2

6. Результаты анализа времени активного движения КА в цикле коррекции

При движении на активном участке сила тяги коррекции орбиты с учетом аэродинамических потерь будет определяться из выражения:

$$F_T = F_{ЭРД} - F_{аэр}. \quad (7)$$

Было определено, что в заданном пространстве проектно-баллистических параметров КА и уровней солнечной активности корректирующая сила тяги с учетом аэродинамических потерь может изменяться в диапазоне от 15 мН до 20 мН. На рис. 6 показана зависимость времени активного движения в цикле коррекции ($t_{акт}$) от накопленного отклонения среднего радиуса орбиты ($\Delta R_{орб}$) в следующем пространстве параметров КА и ЭРД:

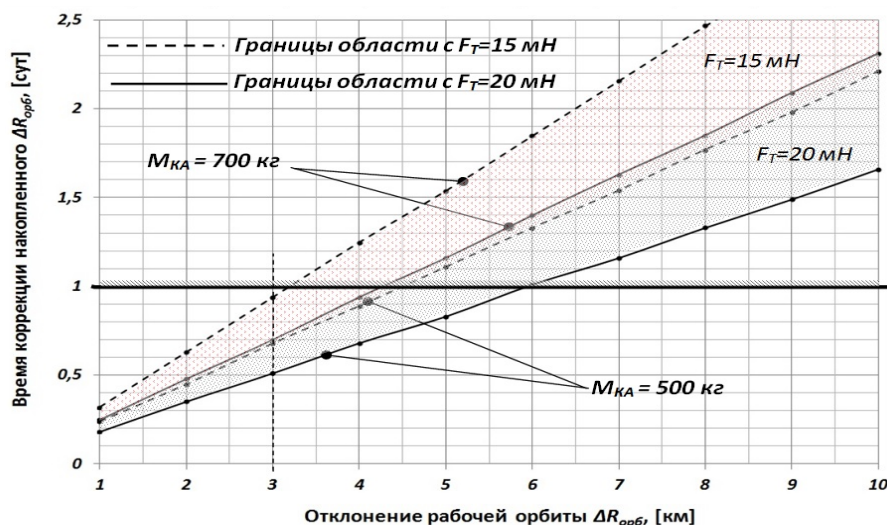


Рис. 6. Время коррекции накопленного отклонения орбиты под действием силы тяги ЭРД с учетом аэродинамических потерь

$$500 \text{ кг} \leq m_{\text{КА}} \leq 700 \text{ кг}; \quad 15 \text{ мН} \leq F_T \leq 20 \text{ мН}.$$

Из рис. 6 видно, что при отклонении радиуса орбиты $\Delta R_{\text{орб}} \leq 3 \text{ км}$ во всем пространстве проектно-баллистических параметров КА коррекцию можно осуществить менее чем за сутки ($0,5 \text{ сут.} \leq t_{\text{акт}} \leq 0,95 \text{ сут.}$). Если режим функционирования КА позволяет проводить коррекцию орбиты на интервале времени до 2-х суток, то отклонение среднего радиуса орбиты может достигать $6 \div 7 \text{ км}$.

7. Синтез циклограммы поддержания низкой орбиты КА с помощью ЭРД

Был проведен синтез циклограммы поддержания низкой рабочей орбиты КА в диапазоне рабочих орбит со средней высотой от 400 км до 500 км, при условии допустимого отклонения

$\Delta R_{\text{орб}} = 3 \text{ км}$. Временные параметры циклов коррекции для граничных высот и уровней солнечной активности показаны на рис. 7 и 8.

В табл. 2 приведены обобщенные временные параметры одного цикла коррекции для баллистического коэффициента КА $0,003 \text{ м}^2/\text{кг} \leq \sigma_{\text{КА}} \leq 0,008 \text{ м}^2/\text{кг}$ при разных средних высотах орбиты и уровнях солнечной активности.

На основе полученных временных параметров циклов коррекции был проведен анализ моторного времени работы ЭРД с заданной силой тяги ($F_{\text{ЭРД}} = 20 \text{ мН}$) в зависимости от срока существования КА. На рис. 9 и 10 показаны результаты оценки моторного времени ЭРД.

В табл. 3 приведены обобщенные результаты расчета моторного времени работы ЭРД для КА с баллистическим коэффициентом $0,003 \text{ м}^2/\text{кг} \leq \sigma_{\text{КА}} \leq 0,008 \text{ м}^2/\text{кг}$ при планируемом сроке существования от 1 года до 7 лет и крайних уровнях солнечной активности.

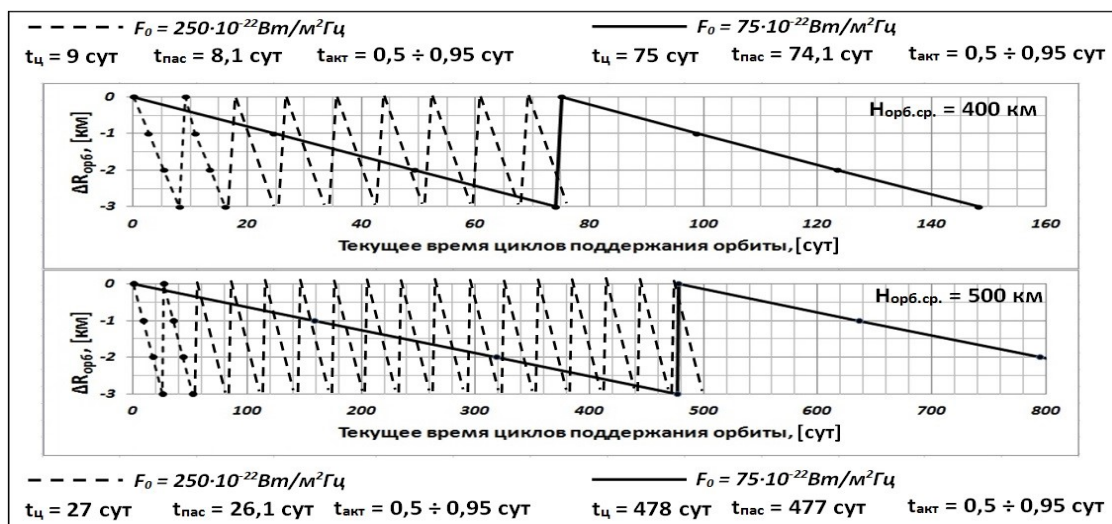


Рис. 7. Параметры циклов коррекции КА с $\sigma_{\text{КА}} = 0,003 \text{ м}^2/\text{кг}$ для граничных значений высот рабочей орбиты и уровней солнечной активности

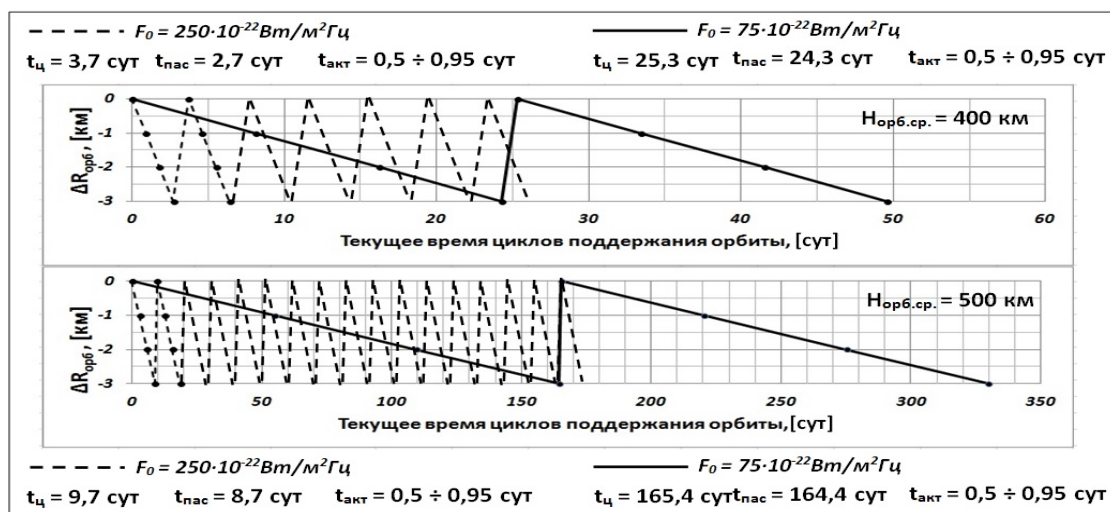


Рис. 8. Параметры циклов коррекции КА с $\sigma_{\text{КА}} = 0,008 \text{ м}^2/\text{кг}$ для граничных значений высот рабочей орбиты и уровней солнечной активности

Таблица 2

Временные параметры одного цикла коррекции, в зависимости
от баллистического коэффициента КА ($\sigma_{КА}$),
при допустимом отклонении орбиты $\Delta R_{орб} = 3$ км, сутки

Баллист. коэффициент КА ($\sigma_{КА}$), м ² /кг	Индекс уровня солн. активности (F_0)·10 ⁻²² Вт/м ² Гц	Временные параметры цикла коррекции орбиты: времени пассивного движения ($t_{пас}$); времени активного движения ($t_{акт}$); общей продолжительности одного цикла ($t_{ц}$)					
		при $H_{орб.ср.} = 400$ км			при $H_{орб.ср.} = 500$ км		
		$t_{пас}$, сут.	$t_{акт}$, сут.	$t_{ц}$, сут.	$t_{пас}$, сут.	$t_{акт}$, сут.	$t_{ц}$, сут.
0,003	75	74,1	≤ 0,95	75,1	477	≤ 0,95	478
	250	8,1	≤ 0,95	9,1	26,1	≤ 0,95	27,1
0,005	75	44,7	≤ 0,95	45,7	284,7	≤ 0,95	285,7
	250	4,8	≤ 0,95	5,8	15,6	≤ 0,95	16,6
0,006	75	36,6	≤ 0,95	37,6	240	≤ 0,95	241
	250	3,9	≤ 0,95	4,9	12,9	≤ 0,95	13,9
0,008	75	24,3	≤ 0,95	25,3	164,4	≤ 0,95	165,4
	250	2,7	≤ 0,95	3,7	8,7	≤ 0,95	9,7

На основе полученных временных параметров циклов коррекции был проведен анализ моторного времени работы ЭРД с заданной силой

тяги ($F_{ЭРД} = 20$ мН) в зависимости от срока существования КА. На рис. 9 и 10 показаны результаты оценки моторного времени ЭРД.

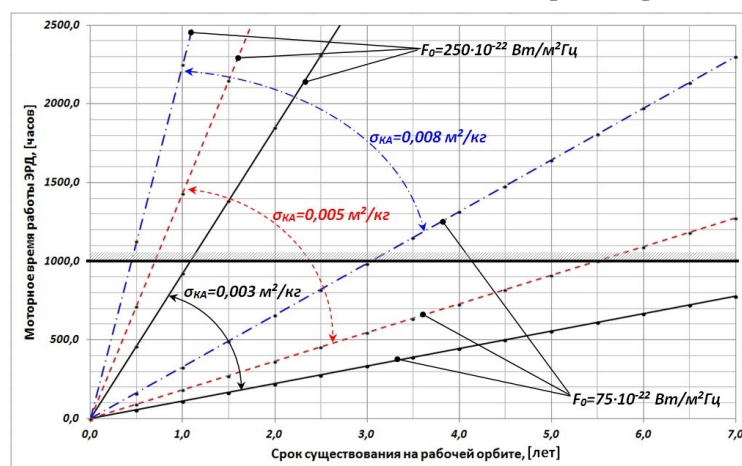


Рис. 9. Зависимость моторного времени работы ЭРД от срока существования КА на рабочей орбите со средней высотой около 400 км

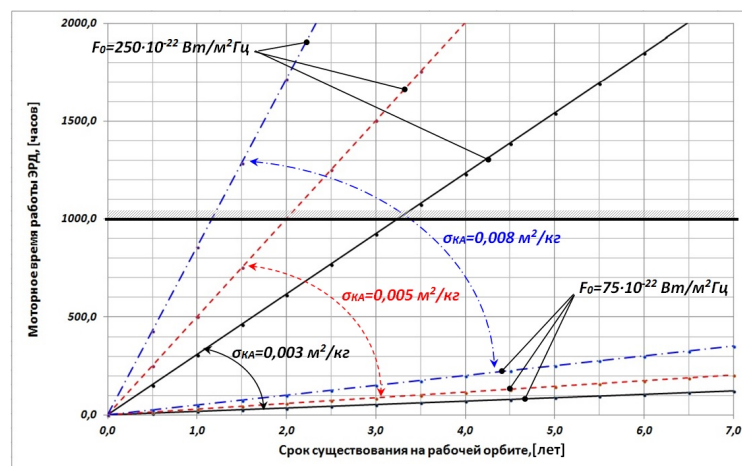


Рис. 10. Зависимость моторного времени работы ЭРД от срока существования КА на рабочей орбите со средней высотой около 500 км

Таблица 3

Моторное время работы ЭРД для исследуемого КА
в зависимости от планируемого срока существования, час

Срок существования, лет	$F_0 = 75 \cdot 10^{-22}$ Вт/м ² Гц			$F_0 = 250 \cdot 10^{-22}$ Вт/м ² Гц		
	Баллистический коэффициент КА, м ² /кг			Баллистический коэффициент КА, м ² /кг		
	0,003	0,005	0,008	0,003	0,005	0,008
при $H_{\text{орб.ср.}} = 400$ км						
1	111,0	182,1	328,9	924,7	1434,8	2249,2
2	221,9	364,2	657,9	1849,3	2869,7	4498,4
3	332,9	546,3	986,8	2774,0	4304,5	6747,6
4	443,8	728,4	1315,7	3698,7	5739,3	8996,8
5	554,8	910,5	1644,7	4623,3	7174,1	11245,9
6	665,8	1092,6	1973,6	5548,0	8609,0	13495,1
7	776,7	1274,7	2302,5	6472,7	10043,8	15744,3
при $H_{\text{орб.ср.}} = 500$ км						
1	17,4	29,1	50,3	308,2	501,3	857,9
2	34,8	58,3	100,6	616,4	1002,7	1715,9
3	52,2	87,4	150,9	924,7	1504,0	2573,8
4	69,6	116,5	201,3	1232,9	2005,3	3431,8
5	87,1	145,6	251,6	1541,1	2506,6	4289,7
6	104,5	174,8	301,9	1849,3	3008,0	5147,6
7	121,9	203,9	352,2	2157,6	3509,3	6005,6

Заключение

Проведенный анализ показал, что для КА класса «АИСТ-2», описанного ранее заданным пространством проектных параметров, ЭРД с силой тяги $F_{\text{ЭРД}} = 20$ мН позволяет поддерживать низкие околокруговые рабочие орбиты в диапазоне высот от 400 км до 500 км. При этом компенсировать накопленное отклонение по среднему радиусу орбиты $\Delta R_{\text{орб}} \leq 3$ км можно за время менее одних суток. На продолжительность одного цикла коррекции влияет время пассивного движения в этом цикле, которое зависит как от высоты орбиты, так и от состояния атмосферы (индекса уровня солнечной активности). Для исследуемого КА время пассивного движения в цикле может

изменяться от 4 до 478 суток в зависимости от выбранных из заданного пространства проектно-баллистических характеристик и текущего состояния верхней атмосферы Земли.

Временной ресурс работы ЭРД, равный 1000 часам (что эквивалентно запасам массы рабочего тела в 5,8 кг при удельном импульсе двигателя $I_{\text{ЭРД}} = 12500$ м/с) обеспечивает поддержание рабочей орбиты исследуемого КА в указанном диапазоне высот от 3 лет и более 7 лет в эпоху низкой солнечной активности. В эпоху высокой солнечной активности ЭРД с описанными характеристиками может обеспечить поддержание рабочей орбиты со средней высотой порядка 500 км (с точностью $\Delta R_{\text{орб}} = 3$ км) в течение 3-х лет при $\sigma_{\text{КА}} \rightarrow 0,003$ м²/кг и 2-х лет при $\sigma_{\text{КА}} \rightarrow 0,005$ м²/кг.

Список литературы

- [1] Известков И. Космические войска запустили европейский спутник // Новости космонавтики. 2009. Т. 19, № 5 (316), С. 38–42.
- [2] Киселев К. В., Медведиков И. А., Ходненко А. В., Хромов В. А., Шляконов Л. В. Результаты летных испытаний корректирующей двигательной установки с двигателем СПД-50 на борту космического аппарата типа «Канопус-В» // Вопросы электротехники. 2013. Т. 137. С. 7–14.
- [3] Japan Aerospace Exploration Agency. About Super Low Altitude Test Satellite «TSUBAME» (SLATS) [Электронный ресурс]. URL: <https://global.jaxa.jp/projects/sat/slats> (дата обращения: 05.05.2020).
- [4] Японский спутник установил рекорд. Необычный режим ионного двигателя [Электронный ресурс]. URL: <https://naukatehnika.com/yaponskij-sputnik-ustanovil-rekord.html> (дата обращения: 05.05.2020).

- [5] Кирилин А. Н., Ахметов Р. Н., Шахматов Е. В., Ткаченко С. И. Опыт-но-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д». Самара : Изд-во СамНЦ РАН, 2017. 324 с.
- [6] Дубошин Г. Н. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. М. : Наука, 1976. 864 с.
- [7] Аншаков Г. П., Салмин В. В., Волоцув В. В. Математические модели поддержания низкой орбиты космического аппарата с помощью электрореактивных двигателей с учетом ограничений по электропитанию // Сб. трудов конф. ИТНТ-2018. 2018. С. 2813–2820.
- [8] Salmin V. V., Volotsuev V. V., Tkachenko S. I., Kaurov I. V. Improving the Efficiency of Earth Monitoring Missions by Equipping Small Spacecraft AIST-2 with Electric Propulsion // Procedia Engineering. 2017. vol. 185. pp. 198–204.
- [9] Salmin V. V., Volotsuev V. V., Safronov S. L., Tkachenko I. S., Raube S. S., Shikhanov S. V., Shikhanova E. G. Application of Electric Propulsion for Low Earth Orbit Station Keeping // Procedia Engineering. 2017, vol. 185, pp. 254–260.
- [10] ГОСТ Р25645.166-2004 «Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли».

ANALYSIS OF THE CYCLOGRAM OF MAINTAINING A LOW WORKING ORBIT OF A SPACE-CRAFT OF THE AIST-2 CLASS USING AN ELECTRIC JET ENGINE

V. V. Volotsuev, V. V. Salmin

Samara National Research University, Samara, Russian Federation

A study was made of the time parameters of the cyclogram for maintaining the low working orbit of a small spacecraft of the AIST-2 class using an electric jet engine. The analysis is made for working orbits with a height in the range from four hundred to five hundred kilometers with a changing upper atmosphere of the Earth, depending on the level of solar activity. The calculations used the thrust of an electric jet engine equal to twenty millinewtons with a service life of not more than a thousand hours. The methodological and software were used: for calculating the level of aerodynamic drag depending on the level of solar activity; for modeling and analysis of the parameters of the orbital motion of the spacecraft under the action of corrective and aerodynamic forces. The results of the analysis showed that the electric jet engine allows maintaining the working orbit in the range of designated heights. If the average altitude of the orbit deviates by no more than three kilometers, correction can be carried out in less than a day. The time of one correction cycle can vary from four to four hundred and seventy-eight days, depending on the level of solar activity and the design and ballistic parameters of the spacecraft. The operating life of an electric jet engine equal to one thousand hours can maintain the working orbit of the spacecraft for more than seven years with low solar activity in the range of the studied heights.

Keywords: electric propulsion engine, low orbit, correction cyclogram, small spacecraft.

References

- [1] Izveskov I. *Kosmicheskie vojska zapustili evropejskij sputnik* [Space troops launched a European satellite]. Cosmonautics news, 2009, vol. 19, no. 5 (316), pp. 38–42. (In Russian)
- [2] Kiselev K. V., Medvedikov I. A., Khodnenko A. V., Khromov V. A., Shlyakonov L. V. *Rezultaty letnyh ispytanij korrektruyushchej dvigatel'noj ustanovki s dvigatelem SPD-50 na bortu kosmicheskogo apparata tipa «Kanopus-V»* [Results of flight tests of the corrective propulsion system with the SPD-50 engine on Board the Canopus-V spacecraft]. Electrical engineering issues, 2013, vol. 137, pp. 7–14. (In Russian)
- [3] Japan Aerospace Exploration Agency. About Super Low Altitude Test Satellite «TSUBAME» (SLATS). Available at: <https://global.jaxa.jp/projects/sat/slats> (accessed 05.05.2020).

- [4] *Yaponskij sputnik ustanovil rekord. Neobychnyj rezhim ionnogo dvigatelya* [The Japanese satellite set a record. Unusual ion engine mode]. Available at: <https://naukatehnika.com/yaponskij-sputnik-ustanovil-rekord.html> (accessed 05.05.2020). (In Russian)
- [5] Kirilin A. N., Akhmetov R. N., Shakhmatov E. V., Tkachenko S. I. *Opytno-tekhnologicheskij malyj kosmicheskij apparat «AIST-2D»* [Experimental and technological small spacecraft «AIST-2D»]. Samara, Publishing house of the Russian Academy of Sciences, 2017, 324 p. (In Russian)
- [6] Duboshin G. N. *Spravochnoe rukovodstvo po nebesnoj mekhanike i astrodinamike* [Reference guide to celestial mechanics and astrodynamics]. Moscow, Nauka, 1976, 864 p. (In Russian)
- [7] Anshakov G. P., Salmin V. V., Volotsuev V. V. *Matematicheskie modeli podderzhaniya nizkoj orbity kosmicheskogo apparata s pomoshch'yu elektroeaktivnyh dvigatelej s uchetom ogranichenij po elektropitaniyu* [Mathematical models of maintaining a low orbit of a spacecraft using electric propulsion engines, taking into account power limitations]. Proceedings of the conference ITNT-2018, 2018, pp. 2813–2820. (In Russian)
- [8] Salmin V. V., Volotsuev V. V., Tkachenko S. I., Kaurov I. V. Improving the Efficiency of Earth Monitoring Missions by Equipping Small Spacecraft AIST-2 with Electric Propulsion // *Procedia Engineering*, 2017, vol. 185, pp. 198–204.
- [9] Salmin V. V., Volotsuev V. V., Safronov S. L., Tkachenko I. S., Raube S. S., Shikhanov S. V., Shikhanova E. G. Application of Electric Propulsion for Low Earth Orbit Station Keeping // *Procedia Engineering*, 2017, vol. 185, pp. 254–260.
- [10] *GOST R25645.166-2004 «Atmosfera Zemli verhnyaya. Model' plotnosti dlya ballisticheskogo obespecheniya poletov iskusstvennyh sputnikov Zemli»* [GOST P25645.166-2004 «Earth's upper Atmosphere. Density model for ballistic support of flights of artificial earth satellites»]. (In Russian)

Сведения об авторах

Волоццев Владимир Валериевич – кандидат технических наук, доцент кафедры космического машиностроения имени генерального конструктора Д. И. Козлова Самарского национального исследовательского университета им. акад. С. П. Королёва (Самарский университет). Окончил Самарский университет в 2004 году. Область научных интересов: проектирование низкоорбитальных космических аппаратов с электрореактивными двигателями малой тяги.

Салмин Вадим Викторович – доктор технических наук, профессор, директор НИИ космического машиностроения Самарского национального исследовательского университета им. акад. С. П. Королёва (Самарский университет). Окончил Куйбышевский авиационный институт в 1968 году. Область научных интересов: баллистика и проектирование космических аппаратов с электрореактивными двигателями.

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ СРЕДСТВ УВОДА С ОРБИТЫ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Г. П. Аншаков, А. В. Крестина✉, И. С. Ткаченко

Самарский национальный исследовательский университет им. акад. С. П. Королёва,
г. Самара, Российская Федерация

В настоящее время для увода малых космических аппаратов с орбиты предлагается использование различных способов. В работе проведен анализ наиболее реализуемых и перспективных из них. Поставлена задача оценки эффективности системы увода малого космического аппарата с орбиты, в рамках которой сформированы критерий и основные показатели эффективности с учетом проектных особенностей. В качестве методологической основы оценки эффективности использовался метод относительной интегральной оценки. С помощью разработанного алгоритма расчета коэффициентов интегральной относительной оценки для каждого способа увода определен наиболее эффективный вариант построения системы при заданных коэффициентах приоритета и с учетом накладываемых проектных ограничений. Для анализа эффективности были выбраны бестопливные средства увода и три типа двигательных установок – электрореактивная, твердотопливная и жидкостная. Анализ эффективности был проведен для аппаратов с различными массовыми и целевыми характеристиками, результатом является выбор типа системы увода и расчет ее параметров. Показана зависимость способа увода от целевого назначения аппарата, высоты и наклона орбиты его функционирования, а также от требований, предъявляемых к массе, стоимости и другим проектным параметрам.

Ключевые слова: малый космический аппарат, космический мусор, система увода с орбиты, оценка эффективности, метод относительной интегральной оценки.

Введение

Проблема образования космического мусора в последние годы встает крайне остро в связи с большим количеством малых космических аппаратов (МКА), выводимых на низкие околоземные орбиты (НОО). В скором будущем на этих орбитах будут развернуты многоспутниковые группировки, количество аппаратов в которых будет достигать нескольких тысяч.

Межведомственным координационным комитетом по космическому мусору были определены две наиболее важные области околоземного пространства, где время существования космических аппаратов (КА) не должно превышать 25 лет [1]. Этими областями являются наиболее «засоренные» НОО и геосинхронные орбиты. Однако развертывание многоспутниковых группировок выходит за пределы ожидаемого количества КА на орбите Земли.

Ограничение длительного существования КА на НОО требует на начальном этапе проектирования включать в состав бортовых систем аппарата средство для его увода с орбиты по истечению срока активного существования [2], что является отдельной сложной научно-технической задачей, так как требуется учитывать особенности функционирования каждого спутника. В связи с этим возникает задача оценки эффективности системы увода МКА с орбиты функционирования. Ее решение становится необходимым еще и по той причине, что потеря управления над вышедшим из строя спутником может являться угрозой для функционирования других аппаратов на орбите из-за возможного столкновения.

1. Обзор средств увода малых космических аппаратов с орбиты

Во время исследования был проведен анализ предлагаемых на настоящий момент методов борьбы с проблемой образования космического

✉ stasy2403@yandex.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2020

мусора, которая получила широкое распространение в работах отечественных и зарубежных авторов [3–12]. Преимущества и недостатки различных способов увода приведены в табл. 1.

Таблица 1

Преимущества и недостатки способов увода с орбиты

Тип системы увода		Преимущества	Недостатки
Пассивные (бестопливные)	Тросовая система	1) Малая масса. 2) Низкая стоимость.	1) Сложность изготовления. 2) Сложность программы экспериментальной отработки. 3) Длительное время увода. 4) Большое энергопотребление.
	Аэродинамическая система	1) Низкая стоимость. 2) Использование естественных внешних сил. 3) Малая масса.	1) Использование только на орбитах с высотой до 800 км. 2) Сложность развертывания конструкции. 3) Уязвимость к микрометеоритам. 4) Длительное время увода.
	Солнечный парус	1) Использование естественных внешних сил. 2) Малая масса. 3) Низкая стоимость.	1) Уязвимость к микрометеоритам. 2) Использование на орбитах ниже 2000 км невозможно.
Активные (топливные)	Жидкостный ракетный двигатель малой тяги (ЖРД МТ)	1) Широкий диапазон тяги. 2) Высокая степень летной отработки.	1) Токсичное топливо. 2) Низкий удельный импульс.
	Твердотопливный ракетный двигатель малой тяги (ТРД МТ)	1) Малое количество элементов и подсистем. 2) Высокая надежность. 3) Длительные сроки хранения топлива.	1) Однократное включение. 2) Фиксированный общий импульс.
	Электрореактивная двигательная установка (ЭРДУ)	1) Высокий удельный импульс. 2) Экологичное топливо.	1) Низкая тяга. 2) Высокая стоимость. 3) Длительное время увода. 4) Высокое энергопотребление.

Наибольшее количество МКА функционируют на орбитах в диапазоне от 300 до 800 км, где момент светового давления не оказывает существенного влияния на движение аппарата, в связи с чем использование солнечного паруса на орбитах ниже 800 км не представляется возможным. Поэтому по результатам анализа данных табл. 1 были выделены наиболее перспективные способы увода МКА различной массы с орбиты – аэродинамическая [13] и тросовая системы, ЭРДУ, ЖРД МТ и ТРД МТ.

2. Постановка задачи

Оценка эффективности системы увода МКА с орбиты требует формирования системы критериев и показателей эффективности, которые представляют собой совокупность важнейших параметров, характеризующих объект с различных сторон и учитывающих его функциональные особенности [14].

При формировании показателей из множества возможных параметров необходимо учитывать существенность показателя для рассматриваемого типа объекта, а также количественную определяемость показателя.

На основе анализа возможных способов увода КА с орбиты определены следующие показатели эффективности системы увода МКА, приведенные к безразмерным относительным величинам с помощью нормирования:

1) Относительное время увода, с:

$$\hat{T} = \frac{T_y}{T_{\text{сущ}}}, \quad (1)$$

где T_y – время увода МКА в плотные слои атмосферы при использовании системы увода, час; $T_{\text{сущ}}$ – время баллистического существования МКА при естественном спуске с орбиты функционирования за счет силы аэродинамического сопротивления, час.

2) Относительная масса системы увода, кг:

$$\hat{M} = \frac{M_c}{M_{КА} + M_c}, \quad (2)$$

где M_c – масса системы увода МКА с орбиты, которая включает в себя суммарную массу конструкции всех элементов и подсистем, а также массу топлива в случае использования двигательных установок (ДУ), кг; $M_{КА}$ – масса МКА, кг.

3) Удельное энергопотребление системы увода, Вт:

$$\hat{W} = \frac{W_c}{W_{сэп}}, \quad (3)$$

где W_c – потребляемая системой увода МКА с орбиты мощность, необходимая на включение и функционирование системы, Вт; $W_{сэп}$ – мощность системы электропитания МКА, Вт.

4) Технологичность системы увода S – условный показатель, отражающий конструктивную сложность изготовления элементов и системы увода в целом. Для определения показателя технологичности используется метод экспертных оценок. Обобщенный показатель технологичности системы состоит из частных показателей [15]: S_1 – показатель, характеризующий трудоемкость изготовления конструкции; S_2 – показатель, характеризующий степень использования стандартных и нормализованных деталей; S_3 – показатель, характеризующий сложность выполнения работ по техническому обслуживанию изделий, в том числе требования по квалификации и составу персонала для проведения этих работ; S_4 – показатель, характеризующий сложность экспериментальной обработки.

Далее производится расчет числовых значений каждого из частных показателей технологичности для анализируемых видов систем:

$$S_j = S_{j\text{cp}} \cdot W_j, \quad (4)$$

где $S_{j\text{cp}}$ – средний балл по j -му показателю; W_j – весовой коэффициент важности j -го частного показателя технологичности.

Для определения обобщенного показателя технологичности необходимо суммировать частные показатели:

$$S = \sum_{j=1}^n S_j,$$

где S_j – нормируемый j -ый показатель оценки технологичности; n – общее число показателей.

5) Относительная стоимость системы увода:

$$\hat{C} = \frac{C_c}{C_{КА}}, \quad (5)$$

где C_c – стоимость изготовления, сборки и испытаний системы увода МКА с орбиты, руб.;

$C_{КА}$ – стоимость создания, выведения и эксплуатации МКА, руб.

6) «Надежность» системы увода R – обобщенный показатель, отражающий возможность включения системы увода МКА с орбиты, вероятность ее безотказной работы и выполнения целевой функции. Состоит из частных показателей оценки «надежности» системы: R_1 – показатель, характеризующий количество подсистем в составе системы увода; R_2 – показатель, характеризующий условия включения системы; R_3 – показатель, характеризующий длительность хранения и стабильность рабочего тела; R_4 – показатель, характеризующий токсичность рабочего тела.

Назначение частных показателей «надежности» проводится экспертами. Далее производится расчет числовых значений каждого из частных показателей для анализируемых видов систем:

$$R_i = R_{i\text{cp}} \cdot W_i, \quad (7)$$

где $R_{i\text{cp}}$ – средний балл по i -му показателю; W_i – весовой коэффициент важности i -го частного показателя «надежности».

Для определения обобщенного показателя необходимо суммировать частные показатели:

$$R = \sum_{i=1}^k R_i,$$

где R_i – i -ый частный показатель оценки «надежности»; k – общее число частных показателей.

Весовые коэффициенты важности показателей технологичности и «надежности» W_j и W_i назначаются методом экспертных оценок с учетом условий:

$$\sum_{j=1}^n W_j = 1; \quad \sum_{i=1}^k W_i = 1.$$

Ограничимся рассмотрением шести указанных выше показателей в задаче анализа эффективности системы увода, так как они достаточны и отражают основные характеристики КА и их систем.

Критерий эффективности системы увода МКА с орбиты можно представить в виде:

$$\bar{E} = E(\hat{T}, \hat{M}, \hat{W}, S, \hat{C}, \hat{R})^T \rightarrow \max. \quad (7)$$

Зависимость между показателями эффективности в явном виде установить крайне сложно из-за их различной физической сущности. Это определило выбор метода анализа эффективности системы – метода относительной интегральной оценки. Таким образом, задачу выбора средства увода МКА и оценки его эффективности можно сформулировать как задачу максимизации критерия эффективности $\bar{E}$.

3. Метод относительной интегральной оценки

Метод относительной интегральной оценки объединяет в себе свойства метода свертки и метода выделения главного критерия, поэтому он может использоваться при выборе состава системы увода МКА с орбиты для оценки эффективности на ранних этапах проектирования [16]. Сравнение одной альтернативы с другой ведется на основе совокупного коэффициента относительной интегральной оценки, что является преимуществом данного метода [17].

Для реализации метода интегральной относительной оценки эффективности системы увода МКА с орбиты необходимо определить значимость показателей, то есть величины их коэффициентов приоритета (коэффициенты весомости), что является определенным недостатком, так как процесс их поиска содержит субъективную составляющую (мнение экспертов, лица, принимающего решения (ЛПР) и т. д.). В данной задаче коэффициенты приоритета показателей эффективности системы α_j назначаются ЛПР. Конечной целью оценки является минимизация времени увода, соответственно показатель относительного времени увода аппарата является превалирующим. Это учитывается на этапе формирования комбинации коэффициентов приоритета: $\alpha_1 = 0,25$; $\alpha_2 = 0,15$; $\alpha_3 = 0,15$; $\alpha_4 = 0,15$; $\alpha_5 = 0,15$; $\alpha_6 = 0,15$.

За определением приоритетов показателей следует непосредственно расчет коэффициентов интегральной относительной оценки (КИО) системы увода МКА с орбиты. Для показателей, значения которых при повышении эффективности системы уменьшаются ($\hat{T}, \hat{M}, \hat{W}, S, C$), КИО определяется по формуле:

$$K_j = \frac{E_{j \text{ баз}}}{E_j}. \quad (8)$$

Для показателей, значения которых при повышении эффективности системы увеличиваются (R), КИО определяется по формуле:

$$K_j = \frac{E_j}{E_{j \text{ баз}}}. \quad (9)$$

Совокупный коэффициент интегральной относительной оценки системы определяется по сумме M показателей, взвешенных по их значимости с помощью коэффициентов приоритета [17]:

$$K_{\text{ио}} = \frac{\sum_{j=1}^M K_j \alpha_j}{\sum_{j=1}^M \alpha_j}. \quad (10)$$

4. Алгоритм анализа эффективности системы увода малых космических аппаратов с орбиты

Выбранные для анализа эффективности средства увода подходят для применения на МКА массой от 1 до 1000 кг, функционирующих на орбитах от 300 до 800 км и не оснащенных двигательных установкой [19].

Для аппаратов нано- и микро- класса при формировании альтернативных вариантов построения системы увода необходимо определить наличие системы ориентации и стабилизации на борту аппаратов, которая в большинстве случаев ограничивается пассивными средствами. В связи с этим логично формирование альтернатив для систем увода подобных аппаратов на базе пассивных (бестопливных) средств (табл. 1). При этом необходимо учитывать мощность системы энергопитания (СЭП) на борту таких спутников. В случае если рассматриваемый МКА оснащен системой управления движением и, соответственно, активной системой ориентации и стабилизации для анализа эффективности выбираются двигательные установки – активные (топливные) средства увода (табл. 1).

Однако после длительного срока существования на орбите может произойти отказ или деградация бортовых систем спутника, что влияет на вероятность корректной выдачи двигателем тормозного импульса в нужном направлении. Для этого в анализе эффективности рассматриваются также варианты построения системы увода на базе пассивных методов: аэродинамическая и тросовая системы.

При формировании группы альтернативных вариантов построения системы увода МКА с орбиты учитываются следующие факторы:

- альтернативы имеют одинаковые цели;
- показатели экономической эффективности базируются на независимой от года создания и развертывания системы единой шкале цен;
- приоритеты всех показателей инварианты для всех альтернатив.

После описания альтернативных вариантов построения системы увода определяются основные проектные параметры систем увода [14], показатели эффективности системы увода и КИО по каждому показателю и в совокупности. Важным шагом алгоритма является оценка запасов мощности СЭП для включения того или иного варианта построения системы. В случае недостатка энергии эта конфигурация исключается из рассмотрения, так как невозможно обеспечить функционирование системы увода. Выбор рационального варианта построения системы увода МКА с орбиты осуществляется из условия максимума

совокупного КИО. Структурная схема алгоритма анализа эффективности представлена на рис. 1. После выбора варианта построения системы уво-

да становится возможным создание проектной модели аппарата, оснащенного выбранной системой увода.

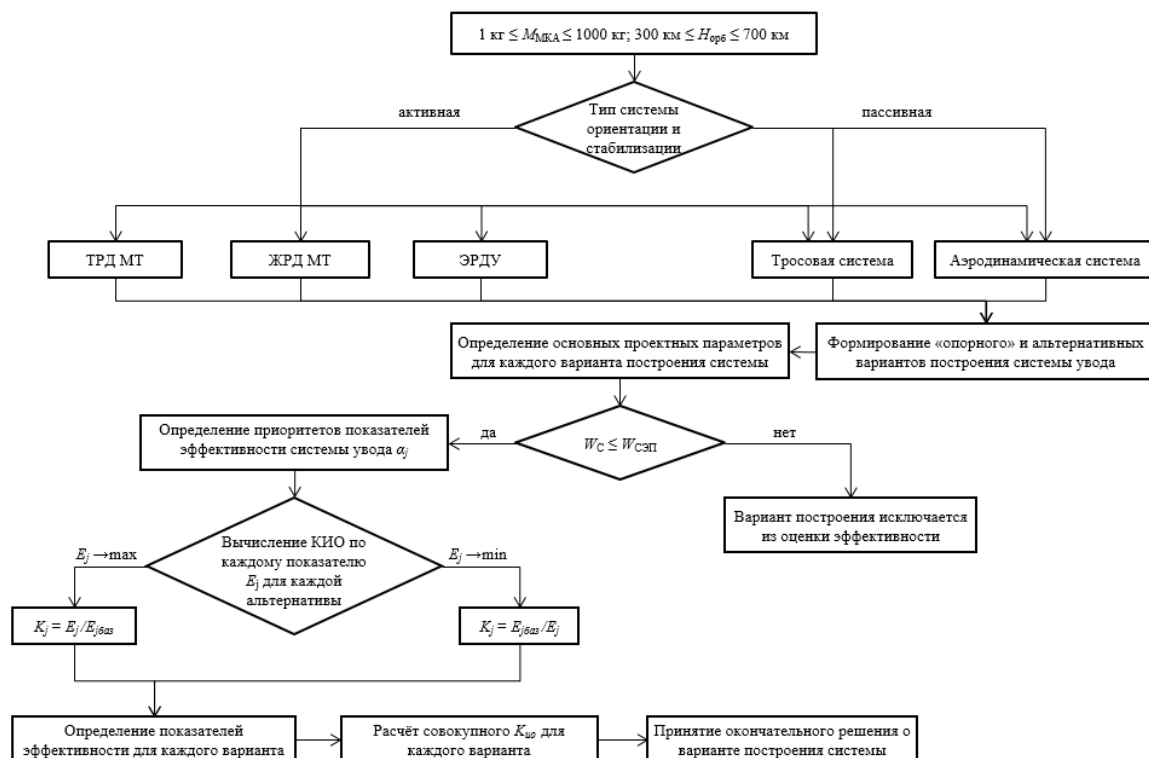


Рис. 1. Структурная схема алгоритма оценки эффективности системы увода МКА

5. Апробация разработанного алгоритма

Для апробации алгоритма были выбраны пять МКА, характеристики которых представлены в

табл. 2 [18]. Расчетный срок баллистического существования (СБС) каждого аппарата при фиксированном уровне солнечной активности $1 \cdot 10^{-20}$ Вт/(м²·Гц) превышает 25 лет, что подтверждает необходимость оснащения средствами увода с орбиты.

Таблица 2

Основные параметры рассматриваемых МКА

Название МКА	Назначение	Страна изготовления	Орбита функционирования		Масса, кг	Элементы (тип) системы управления движением	Среднее расчетное значение СБС, лет	Мощность СЭП, Вт
			Высота, км	Наклонение, град.				
CanX-7	Научные исследования	Канада	635	97,4	3,5	Магнитометры (пассивная)	51	8
АИСТ-1	Научные исследования	РФ	625	82,4	40,0	Магнитометры (пассивная)	66	12
TET-1	Отработка технологий	Германия	510	97,8	120,0	Двигатели-маховики (активная)	30	70
SciSat-1	Научные исследования	Канада	650	73,9	260,0	Двигатели-маховики (активная)	71	110
АИСТ-2Д	Дистанционное зондирование Земли	РФ	490	97,3	530,0	Двигатели-маховики (активная)	28	285

В качестве «опорного» (О) и пяти альтернативных вариантов для аппаратов «CanX-7» и «АИСТ-1» были сформированы шесть конфигураций аэродинамической (АС) и тросовой (ТС) системы с различными геометрическими параметрами, представленными в табл. 3.

Для оценки эффективности системы увода с орбиты аппаратов «TET-1», «SciSat-1» и «АИСТ-2Д» в качестве «опорного» и альтернативных вариантов построения помимо пассивных способов увода выбраны шесть ДУ, тип и параметры которых представлен в табл. 4 [19–23].

Таблица 3

Варианты построения системы увода МКА nano- и микро-класса с орбиты

МКА	Вариант построения системы	Способ увода	Длина троса, м / Диаметр надувного баллона, м	Толщина троса, м
CanX-7	О	АС	0,4	–
	A1	АС	1,0	–
	A2	АС	2,5	–
	A3	АС	4,0	–
	A4	ТС	500	$1,0 \cdot 10^{-5}$
	A5	ТС	1000	$1,0 \cdot 10^{-5}$
	A6	ТС	500	$3,5 \cdot 10^{-5}$
	A7	ТС	1000	$3,5 \cdot 10^{-5}$
АИСТ-1	О	АС	1,0	–
	A1	АС	2,0	–
	A2	АС	4,0	–
	A3	АС	8,0	–
	A4	ТС	1000	$1,6 \cdot 10^{-5}$
	A5	ТС	2000	$1,6 \cdot 10^{-5}$
	A6	ТС	1000	$7,0 \cdot 10^{-5}$
	A7	ТС	2000	$7,0 \cdot 10^{-5}$

Таблица 4

Варианты построения системы увода МКА с орбиты

Вариант построения системы	Способ увода	Рабочее тело	Тип двигателя	Удельный импульс, м/с	Тяга, Н	Потребляемая мощность, Вт	Длина троса, м / Диаметр надувного баллона, м	Толщина троса, м
О	ЭРДУ	Ксенон	ПлаС-34	13243	0,03	70	–	–
A1	АС	Азот	–	–	–	–	20	–
A2	АС	Азот	–	–	–	–	40	–
A3	ТС	–	–	–	–	–	3000	$1,5 \cdot 10^{-4}$
A4	ТС	–	–	–	–	–	5000	$1,5 \cdot 10^{-4}$
A5	ЭРДУ	Ксенон	ПлаС-40	17168	0,04	100	–	–
A6	ЖРД МТ	НДМГ / АГ	17Д58Э	2688	13,30	27	–	–
A7	ЖРД МТ	Кислород / водород	Океан-О	4071	30,00	28	–	–
A8	ТРД МТ	ПБ/ПА	755 NsMotor	1835	37,00	42	–	–
A9	ТРД МТ	ПБ/ПА	STAR 4G	2717	25,80	16	–	–

Рассмотрим пример применения разработанного алгоритма для МКА «ТЕТ-1».

СБС аппарата, а также время его увода с помощью АС определяется по формуле [24]:

$$T_y = \frac{2M_{КА}}{3\rho_m C_x S_m} \sqrt{\frac{a}{\mu}} \cdot X(e, z), \quad (11)$$

где

$$X(e, z) = \frac{3e}{4} \left\{ 1 + \frac{7e}{6} + \frac{5e^2}{16} + \frac{1}{2z} \left(1 + \frac{11e}{12} + \frac{3}{4z} + \frac{3}{4z^2} \right) + O\left(e^3, \frac{1}{4z^4}\right) \right\},$$

где $M_{КА}$ – масса КА, кг; ρ_m – плотность атмосферы на перигее орбиты (ГОСТ 25645.101-83), кг/м³; $I_0(z)$ – функция Бесселя порядка $k = 0$ и 1 и аргумента $z = ae/H_{\rho, \text{пер}}$; $e = 0$ – эксцентриситет орбиты; S_m – площадь мишени, м²; μ – гравитационная постоянная, м³·с⁻²; $C_x = 2...2,3$ – коэффициент аэродинамического сопротивления; a – большая полуось орбиты, м.

Время увода МКА с тросовой системой определяется по следующей зависимости [24]:

$$T_y = \frac{MR_T}{12L^2 B_m^2 R_3^6 \cos^2 \alpha \cos^2 \lambda} (r_1^6 - r_2^6), \quad (12)$$

где

$$\cos^2 \lambda = \frac{1}{16} \left\{ 6 + 2 \cos 2i + 3 \cos [2(i - \varphi)] + 2 \cos 2\varphi + 3 \cos [2(i - \varphi)] \right\},$$

где i – наклонение орбиты, град; $\varphi = 11$ – наклонение оси магнитного поля Земли, град; L – длина троса, м; $R_T = L\rho_{уд}/S_T$ – сопротивление троса, Ом; S_T – площадь сечения троса, м²; α – угол между осью троса и местной вертикалью, принимаемый равным 0°; $M = M_{КА} + M_{ЭДКТС}$ – общая масса МКА с системой, кг; B_m – величина магнитной индукции на геомагнитном экваторе, Тл; r_1 – начальная высота орбиты, м; r_2 – конечная высота орбиты, м.

Для МКА, оснащенного ДУ, время увода с орбиты определяется с помощью соотношения:

$$T_y = (M_T/F_T)I_{уд}, \quad (13)$$

где $I_{уд}$ – удельный импульс, м/с; F_T – сила тяги двигательной установки, Н; M_T – масса топлива, кг:

$$M_T = M_{КА} [1 - \exp(-\Delta V/I_{уд})], \quad (14)$$

где ΔV – приращение характеристической скорости для перехода с начальной орбиты на конечную, м/с:

$$\Delta V = V_{орб} \left[1 - \sqrt{\frac{2(\tilde{r} - 1)}{(\tilde{r} \sec \theta_{вх}^*)^2 - 1}} \right], \quad (15)$$

где $\theta_{вх}^* = 0...3$ – угол входа МКА в плотные слои

атмосферы, град; $V_{орб} = \sqrt{\frac{\mu}{r^{(0)}}}$ – скорость движения

аппарата по круговой начальной орбите ради-

уса $r^{(0)}$, м/с; $\tilde{r} = \frac{r^{(0)}}{R_{атм}} = \frac{r^{(0)}}{R_3 + 150}$ – радиус условной

границы атмосферы, м.

Затем определяем массу системы для каждого варианта построения, которая определяется путем суммирования масс основных подсистем и рабочего тела.

Масса аэродинамической системы увода определяется следующим образом:

$$M_{АСУ} = M_{АУ} + M_{СН}, \quad (16)$$

где $M_{АУ} = M_{об} + M_{КХ}$ – масса аэродинамического устройства, включающая массу надувной оболочки $M_{об} = \rho_o V_o$ и массу контейнера хранения $M_{КХ} = \rho_{КХ} k_o V_o$; кг; ρ_o – плотность материала оболочки, кг/м³; $V_o \approx S_{об} \delta \approx 4\pi r^2 \delta$ – объем оболочки, м³; $k_o = 0,04...0,06$ – статистический коэффициент складывания; δ – толщина оболочки, м; $\rho_{КХ}$ – плотность материала контейнера хранения, кг/м³; $S_{об}$ – площадь оболочки, м²; $M_{СН} = M_{СП} + M_{ГТ} + M_{КВ}$ – масса системы наддува, кг; $M_{СП} = \gamma_{СП} \cdot M_{ГТ}$ – масса системы подачи газа, кг; $\gamma_{СП} = 0,4$ – удельная массовая характеристика системы подачи газа [10]; $M_{ГТ}$ – масса газогенератора, определяется характеристиками выбранного прототипа, кг.

Масса контроллера включения $M_{КВ}$ по статистическим данным не должна превышать 7 % от массы газогенератора.

Масса ТС определяется следующим образом:

$$M_{ЭДКТС} = M_{СР} + M_{ЭДТ}, \quad (17)$$

где $M_{СР} = 0,02 \cdot M_{КА}$ – масса системы развертывания (по статистическим данным не превышает 2 % от массы КА [7]), кг; $M_{ЭДТ} = \rho_T V = \rho_T S_T L_T$ – масса троса, кг; ρ_T – плотность материала электродинамического троса, кг/м³; $S_T = \pi d_T^2/4$ – площадь сечения электродинамического троса, м²; L_T – длина электродинамического троса, м. Как правило, для космических тросов используется алюминий, который имеет удельное сопротивление 27,4 нОм·м и плотность 2700 кг/м³.

Для расчета массы ДУ на этапе проектирования можно использовать следующие зависимости:

$$M_{ЭРДУ} = p \cdot M_T,$$

$$M_{ЖРДМТ} = q \cdot M_T, \quad (18)$$

$$M_{ТРДМТ} = r \cdot M_T,$$

где M_T – масса топлива, рассчитываемая по формуле (12), кг; $p = 1,3...1,5$ – статистический ко-

эффект, учитывающий массу конструкции и элементов ЭРДУ; $q = 1,4$ – статистический коэффициент, учитывающий массу конструкции и элементов ЖРД МТ; $r = 2,3$ – статистический коэффициент, учитывающий массу конструкции и элементов ТРД МТ.

Стоимость создания системы увода может быть определена путем суммирования стоимости изготовления (затраты на создание, испытания и работы по сборке) и стоимости материалов и топлива:

$$C_C = C_{II} + C_M, \quad (19)$$

где C_{II} – стоимость изготовления системы, C_M – стоимость материалов для изготовления системы.

Стоимость изготовления системы зависит от трудоемкости, которая характеризуется временем, затрачиваемым на изготовление, сборку и испытания изделия. Суммируя время определенных операций, может быть определена общая трудоемкость в нормо-часах. При проектировочном расчете можно руководствоваться статистическими данными о трудоемкости изготовления изделия:

$$C_{II} = MPOT \cdot c, \quad (20)$$

где $MPOT$ – минимальный размер оплаты труда, руб.; c – количество нормо-часов, необходимых для изготовления системы увода, н.ч. [25].

Стоимость материалов и топлива для аэродинамической системы увода определяется формулой:

$$C_M^{AC} = C_O + C_{KX} + C_{\Gamma}, \quad (21)$$

где $C_{\Gamma} = \dot{c}_{\Gamma} \cdot m_{\Gamma}$ – стоимость газа для наполнения надувного баллона, руб.; $\dot{c}_{\Gamma}$ – удельная стоимость одного килограмма газа, руб./кг; m_{Γ} – масса газа, кг; $C_O = \dot{c}_M^O \cdot S_{HB}$ – стоимость материала оболочки, руб.; $\dot{c}_M^O$ – стоимость одного квадратного метра материала оболочки, в качестве которого в проектах-аналогах используются майлар, каптон и алюминий, руб./м²; $C_{KX} = \dot{c}_M^{KX} \cdot M_{KX}$ – стоимость контейнера хранения оболочки, руб.; $\dot{c}_M^{KX}$ – стоимость одного килограмма материала контейнера, руб./кг.

Стоимость материалов для изготовления ТС определяется по формуле:

$$C_M^{TC} = C_{ЭДТ} + C_{СР}, \quad (22)$$

где $C_{ЭДТ} = \dot{c}_M \cdot M_{ЭДТ}$ – стоимость материалов для изготовления электродинамического троса, руб.; $C_{СР} = \dot{c}_M^{СР} \cdot M_{СР}$ – стоимость материалов для изготовления системы разворачивания, руб.; $\dot{c}_M^{СР}$ – удельная стоимость 1 кг материала изготовления троса или системы разворачивания, руб./кг [7].

Стоимость ДУ определяется путем суммирования статистической стоимости двигателя и произведения удельной стоимости 1 кг топлива на массу требуемого для увода топлива.

Мощность, необходимая на разворачивание аэродинамической системы увода МКА с орбиты, определяется мощностью выбранного газогенератора. Мощность, необходимая на включение ДУ, определяется характеристиками выбранного прототипа.

Мощность, необходимую на разворачивание ТС, можно определить как:

$$W_{ЭДТС} = IU = I^2 R = U^2 / R, \quad (23)$$

где U – напряжение в электродинамическом тресе, В; $R = \rho_{уд} L_T / S_T$ – сопротивление электродинамического троса, определяемое по зависимости, Ом; $\rho_{уд}$ – удельное сопротивление материала электродинамического троса, Ом·м.

Результаты расчета проектных параметров системы увода для МКА «ТЕТ-1» с помощью вышеприведенных формул представлены в табл. 5.

Таблица 5

Основные проектные параметры системы увода

Вариант	M_C , кг	W_C , Вт	T_y , ч	C_C , тыс. руб.	$C_{КА}$, тыс. руб.
О	1	70	113,91	4720	200 000
A1	7	50	172,35	1180	
A2	15	70	43,09	1376	
A3	3	12	7444,92	1659	
A4	4	7	4470,99	1998	
A5	1	100	85,51	6336	
A6	6	27	3,80	7471	
A7	4	40	1,69	7977	
A8	15	42	1,35	4841	
A9	10	16	0,98	5161	

Таблица 6

Значения показателей эффективности систем увода МКА «ТЕТ-1»

Вариант	$\hat{T}$	$\hat{M}$	$\hat{W}$	$\hat{S}$	$\hat{C}$	$\hat{R}$
О	0,00044444	0,0097	1,00	4,94	0,0236	5,05
A1	0,00067243	0,0583	0,71	4,90	0,0059	3,56
A2	0,00016811	0,1135	1,00	4,99	0,0069	3,56
A3	0,02904736	0,0209	0,17	5,66	0,0083	3,34
A4	0,01744416	0,0313	0,10	5,78	0,0100	3,34
A5	0,00033362	0,0120	1,43	5,04	0,0317	5,39
A6	0,00001481	0,0491	0,39	2,94	0,0374	3,02
A7	0,00000661	0,0336	0,57	2,98	0,0399	3,48
A8	0,00000528	0,1128	0,60	6,42	0,0242	6,28
A9	0,00000382	0,0797	0,23	6,52	0,0258	6,42

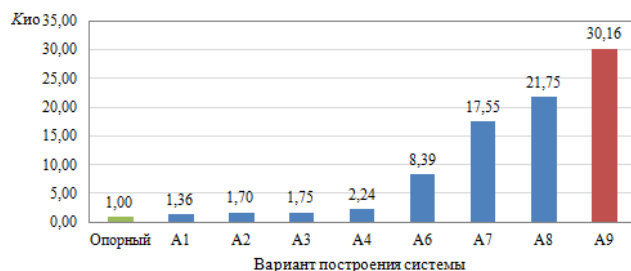


Рис. 2. Гистограмма КИО систем увода МКА «ТЕТ-1»

Результаты расчета показателей эффективности для МКА «ТЕТ-1» представлены в табл. 6. Результаты расчета для рассматриваемых аппаратов представлены в графическом виде на рис. 2–6, где вариант построения системы, обладающий максимальным совокупным КИО, является наиболее эффективным.

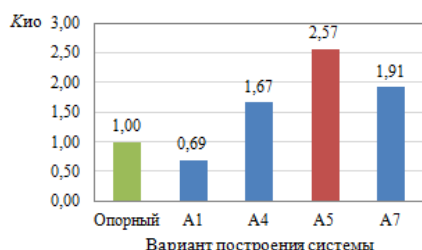


Рис. 3. Гистограмма КИО систем увода МКА «CanX-7»

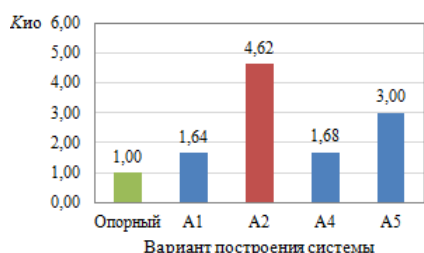


Рис. 4. Гистограмма КИО систем увода МКА «АИСТ-1»

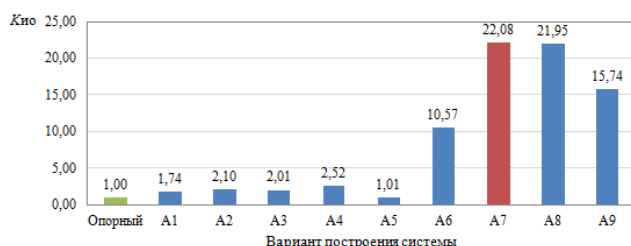


Рис. 5. Гистограмма КИО систем увода МКА «SciSat-1»

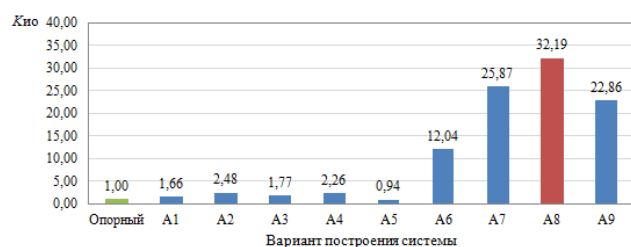


Рис. 6. Гистограмма КИО систем увода МКА «АИСТ-2Д»

6. Результаты и обсуждение

Таким образом, анализ гистограмм показывает, что наиболее эффективными вариантами построения для выбранных аппаратов являются: МКА «CanX-7» – ТС с длиной троса 1 км и толщиной 10 мкм, время увода при этом составляет не более девяти месяцев; МКА «АИСТ-1» – АС с диаметром надуваемого баллона 4 м, время увода составляет не более года; МКА «ТЕТ-1» – ТРД МТ «STAR 4G», время увода при этом составляет не более одного часа; МКА «SciSat-1» – ЖРД МТ «Океан-О», время увода – не более 4 часов; МКА «АИСТ-2Д» – ТРД МТ «755 NsMotor», время увода с орбиты – не более 5 часов.

В результате работы были сформированы рекомендации по оснащению МКА системами увода в зависимости от массовых и энергетических характеристик спутника. Предлагаемая классификация представлена в табл. 7.

Таблица 7

Классификация средств увода для МКА

Класс аппарата	Масса, кг	Тип системы ориентации	Мощность системы энергопитания, Вт	Предлагаемое средство увода
Нано-класс	1–10	Пассивная	5–10	ТС / АС
Микро-класс	10–100	Пассивная	10–15	АС
Малые	100–250	Активная	50–100	ТРД МТ
Малые	250–500	Активная	100–200	ЖРД МТ
Малые	500–1000	Активная	250–450	ТРД МТ / ЖРД МТ

В зависимости от параметров орбиты функционирования, массы и запасов энергии на борту МКА, в качестве средства увода рекомендуется рассматривать определенные типы систем. В случае разработки системы увода для наноспутников возможно рассмотрение пассивных способов увода – тросов и надуваемых баллонов, так как для аппаратов с такой малой массой требуется минимальная мощность. Возможность использования ТС для аппаратов нано-класса подтверждает эксперимент эстонского студенческого спутника «ESTCube-1» [26]. Установка на спутники микро-класса тросовой системы неэффективна, так как для эффективного увода необходим трос с такими характеристиками, которые требуют большего количества энергии, чем может обеспечить система энергопотребления

аппарата. Это приводит к рассмотрению только аэродинамической системы увода с различными диаметрами надуваемого баллона. Как можно увидеть из формулы (9), время увода для такого способа прямо зависит от площади аэродинамического устройства.

Для аппаратов с массой более 100 кг и активной системой ориентации наиболее эффективным способом увода являются ДУ. Так как целью оценки эффективности заключалась в минимизации времени увода, для аппаратов подобного типа этого можно добиться с помощью ДУ с максимальной тягой, что делает ЭРДУ наиболее неподходящими для задачи уменьшения СБС в виду их большой потребляемой мощности и низкого уровня тяги по сравнению с другими видами ДУ. Таким образом, в рамках данного исследования наиболее предпочтительными являются твердотопливные и жидкостные двигатели.

В зависимости от конечной цели оценки эффективности и предпочтений ЛПР превалирующим показателем эффективности может быть не только относительное время увода, но также и относительная масса или относительная стоимость системы. Это повлияет на выбор коэффициентов приоритета и, соответственно, на выбор финального варианта построения.

Заключение

Рассмотрены несколько существующих и разрабатываемых способов увода МКА с орбиты, выбраны наиболее перспективные для поставленной задачи сведения спутников массой от 1 до 1000 кг с низких околоземных орбит в диапазоне 300–800 км, не оснащенных ДУ.

Предложена классификация МКА не только по массовым характеристикам, но и по типу системы и ориентации, а также запасам электроэнергии на борту. Разработан алгоритм оценки эффективности различных вариантов построения системы увода МКА с учетом его функциональных особенностей, в основе которого лежит метод относительной интегральной оценки. Для пяти типовых примеров каждого класса аппаратов проведен анализ эффективности средств увода и выбран вариант с наибольшим коэффициентом интегральной оценки. Использование алгоритма оценки эффективности различных вариантов системы на базе метода интегральной оценки позволяет упростить процесс выбора рационального решения по уводу для МКА любого типа и назначения на ранних стадиях проектирования. В свою очередь, применение на МКА, функционирующих на НОО, системы увода на базе предлагаемых средств позволит обеспечить надежный спуск с орбиты.

Список литературы

- [1] IADC Space Debris Mitigation Guidelines [Электронный ресурс]. URL: https://www.unoosa.org/documents/pdf/spacelaw/sd/IADC-2002-01-IADC-Space_Debris-Guidelines-Revision1.pdf (дата обращения 11.02.2019).
- [2] Руководящие принципы предупреждения образования космического мусора, разработанные Межагентским координационным комитетом по космическому мусору [Электронный ресурс]. URL: https://www.un.org/ru/documents/decl_conv/conventions/space_debris.shtml (дата обращения 11.02.2019).
- [3] Пикалов Р. С., Юдинцев В. В. Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2018. № 100. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=93299> (дата обращения 20.04.2020).
- [4] Aslanov V. S., Ledkov A. S. Dynamics of tethered satellite systems. Cambridge: Woodhead Publishing, 2012. 331 p.
- [5] Баранов А. А., Гришко Д. А., Медведевских В. В., Лапшин В. В. Решение задачи облета объектов крупногабаритного космического мусора на солнечно-синхронных орбитах // Космические исследования. 2016. Т. 54. № 3. С. 242–251.
- [6] Улыбышев С. Ю. Математическое моделирование и сравнительный анализ схем применения аппарата-буксировщика для решения задачи увода объектов космического мусора на орбиту захоронения. Часть 1 [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2019. № 106. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=105746> (дата обращения 20.04.2020).
- [7] Forward R. L., Hoyt R. P. Terminator TetherTM: A Spacecraft Deorbit Device // Journal of spacecraft and rockets, 2000, vol. 37, no. 2, pp. 187–196.
- [8] Janovsky R., Kassebom M., Lübberstedt H., Romberg O., Burkhardt H., Sippel M., Krülle G., Fritsche B. End-of-life de-orbiting strategies for satellites // Deutscher Luft- und Raumfahrt congress, 2002.
- [9] Agasid E., Burton R., Carlino R., Defouw G., Perez A. D., Karacalioglu A. G., Klammer B., Rademacher A., Schalkwyck J., Shimmin R., Tilles J., Weston S. Small Spacecraft Technology State of the Art // NASA Ames Research Center, Mission Design Division, 2015, pp. 41–59.
- [10] Палий А. С. Об эффективности устройства аэродинамического торможения для увода космических аппаратов // Техническая механика. 2012. № 4. С. 82–90.
- [11] Трофимов С. П. Увод малых космических аппаратов с низких околоземных орбит : дисс. ... канд. физ.-мат.

- наук: 01.02.01. М., 2015. 125 с.
- [12] Рыжков В. В., Сулинов А. В. Двигательные установки и ракетные двигатели малой тяги на различных физических принципах для систем управления малых и сверхмалых космических аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17. № 4. С. 115–128.
 - [13] Tkachenko I. S., Krestina A. V., Korovin M. D. Analysis of the possibility of using the system for small satellite de-orbiting based on an aerodynamic stabilizer, taking into account the physical features of the Earth's upper atmosphere // Journal of Physics: Conference Series, 2019, vol. 1236, issue 1. doi: 10.1088/1742-6596/1236/1/012087
 - [14] Крестина А. В., Ткаченко И. С. Методика выбора проектных параметров системы увода малых космических аппаратов с орбиты // XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С. П. Королева и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства (г. Москва, 28–31 января 2020 г.) : сборник тезисов : в 2 т., Т. 1. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2020. С. 107–111.
 - [15] Барвинок В. А., Богданович В. И., Дементьев С. Г. [и др.] Современные технологии в авиа- и ракетостроении. М. : Машиностроение, 2014. 320 с.
 - [16] Салмин В. В., Кучеров А. С., Старинова О. Л., Прохоров А. Г. Методы системного анализа и исследования операций в задачах проектирования летательных аппаратов: учебное пособие. Самара : Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2007. 272 с.
 - [17] Ткаченко И. С., Кауров И. В. Интегральная оценка эффективности космической системы орбитальной инспекции на базе малых космических аппаратов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2013. №1 (39). С. 91–100.
 - [18] Блинов В. Н., Иванов Н. Н., Сеченов Ю. Н., Шалай В. В. Малые космические аппараты. В 3 кн. Кн. 3. Миниспутники. Унифицированные космические платформы для малых космических аппаратов. Омск : Изд-во ОмГТУ, 2010. 348 с.
 - [19] Ткаченко И. С., Салмин В. В. Анализ эффективности космических аппаратов-инспекторов с электрореактивными энергодвигательными модулями // Известия Самарского научного центра РАН. 2011. Т. 13. № 6. С. 106–115.
 - [20] ОКБ «Факел». Стационарные плазменные двигатели [Электронный ресурс]. URL: https://fakel-russia.com/images/gallery/producia/fakel_spd_print.pdf (дата обращения 11.02.2019).
 - [21] Исследование, разработка и производство ракетных двигателей, двигательных установок и их агрегатов для орбитальных и межпланетных космических аппаратов, в т. ч. ракетных двигателей малой тяги по пилотируемым полетам: каталог АО «НИИМаш» [Электронный ресурс]. URL: <http://www.niimashspace.ru/files/2020/Katalog-2019-rus.pdf> (дата обращения 25.04.2020).
 - [22] Жидкостные ракетные двигатели малой тяги КБ «Южное» [Электронный ресурс]. URL: <https://www.yuzhnoye.com/technique/rocket-engines/low-thrust/t30/> (дата обращения 15.02.2019).
 - [23] Industrial Solid Propulsion: Product Portfolio [Электронный ресурс]. URL: <http://www.specificimpulse.com/> (дата обращения 25.04.2017).
 - [24] Klinkrad H. Space Debris. Models and Risk Analysis. UK, Chichester, Springer, 2006. 430 p.
 - [25] Палий А. С. Методы и средства увода космических аппаратов с рабочих орбит (состояние проблемы) // Техническая механика. 2012. № 1. С. 94–102.
 - [26] Slavinskis A., Ehrpais H., Kuuste H., Sünter I., Viru J., Kütt J., Kulu, E., Noorma M. Flight Results of ESTCube-1 Attitude Determination System // Journal of Aerospace Engineering, vol. 29, issue 1. doi: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000504

ANALYSIS OF THE EFFECTIVENESS OF THE DE-ORBITING DEVICES FOR SMALL SATELLITE

G. P. Anshakov, A. V. Krestina, I. S. Tkachenko

Samara National Research University, Samara, Russian Federation

At present, the use of various methods is proposed for the de-orbit of small satellite, and the most feasible and promising of them are analyzed. The task of evaluating the effectiveness of the de-orbiting system for small satellite is set, in the framework of which a criterion and basic performance indicators are formed taking into account design features. As a method-

ological basis for evaluating the effectiveness, the method of relative integral assessment was used. Using the developed algorithm for calculating the coefficients of the integral relative assessment for each de-orbiting method, the most effective option for constructing the system is determined for given priority coefficients and taking into account the imposed design restrictions. For the analysis of efficiency, fuel-free de-orbiting devices and three types of propulsion systems were chosen – electric propulsion engine, solid rocket motor and liquid engine. Efficiency analysis was carried out for devices with various mass and target characteristics, the result is the choice of the type of de-orbiting system and the calculation of its parameters. The dependence of the de-orbiting device on the purpose of the spacecraft, the altitude and inclination of the orbit of its functioning, as well as on the requirements for mass, cost and other design parameters is shown.

Keywords: small satellite, space debris, de-orbiting system, efficiency mark, relative integral estimation method.

References

- [1] IADC Space Debris Mitigation Guidelines. Available at: https://www.unoosa.org/documents/pdf/spacelaw/sd/IADC-2002-01-IADC-Space_Debris-Guidelines-Revision1.pdf (accessed 11.02.2019)
- [2] Space debris mitigation guidelines developed by the Inter-Agency Space Debris Coordination Committee. Available at: https://www.un.org/ru/documents/decl_conv/conventions/space_debris.shtml (accessed 11.02.2019).
- [3] Pikalov R. S., Yudincev V. V. *Obzor i vybor sredstv uvoda krupnogabaritnogo kosmicheskogo musora* [Bulky space debris removal means review and selection] // Trudy MAI, 2018, no. 100. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=93299> (accessed 20.04.2020). (In Russian)
- [4] Aslanov V. S., Ledkov A. S. Dynamics of tethered satellite systems. Cambridge: Woodhead Publishing, 2012. 331 p.
- [5] Baranov A. A., Grishko D. A., Medvedevskih V. V., Lapshin V. V. *Reshenie zadachi oblyota ob"ektov krupnogabaritnogo kosmicheskogo musora na solnechno-sinhronnykh orbitakh* [Solution of the flyby problem for large space debris at sun-synchronous orbits] // Cosmic Research, 2016, vol. 54, no. 3, pp. 242–251.
- [6] Ulybyshev S. Yu. *Matematicheskoe modelirovanie i sravnitel'nyy analiz skhem primeneniya apparata-buksirovshchika dlya resheniya zadachi uvoda ob"ektov kosmicheskogo musora na orbitu zahoroneniya. Chast' I* [Mathematical modeling and comparative analysis of the use of the towing vehicle to solve the problem of moving space debris into orbit. Part 1] // Trudy MAI, 2019, no. 106. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=105746> (accessed 20.04.2020). (In Russian)
- [7] Forward R. L., Hoyt R. P. Terminator TetherTM: A Spacecraft Deorbit Device // Journal of spacecraft and rockets, 2000, vol. 37, no. 2, pp. 187–196.
- [8] Janovsky R., Kassebom M., Lübberstedt H., Romberg O., Burkhardt H., Sippel M., Krülle G., Fritsche B. End-of-life de-orbiting strategies for satellites // Deutscher Luft- und Raumfahrt congress, 2002.
- [9] Agasid E., Burton R., Carlino R., Defouw G., Perez A. D., Karacalioglu A. G., Klamm B., Rademacher A., Schalkwyck J., Shimmin R., Tilles J., Weston S. Small Spacecraft Technology State of the Art // NASA Ames Research Center, Mission Design Division, 2015, pp. 41–59.
- [10] Palij A. S. *Ob effektivnosti ustroystva aerodinamicheskogo tormozheniya dlya uvoda kosmicheskikh apparatov* [On the effectiveness of aerodynamic braking devices for the removal of spacecraft] // Tekhnicheskaya mekhanika, 2012, no. 4, pp. 82–90. (In Russian)
- [11] Trofimov S. P. *Uvod malyykh kosmicheskikh apparatov s nizkikh okolozemnykh orbit* [Small spacecraft withdrawal from low Earth orbits] : PhD thesis. Moscow, 2015. 125 p. (In Russian)
- [12] Ryzhkov V. V., Sulinov A. V. *Dvigatel'nye ustanovki i raketnye dvigateli maloy tyagi na razlichnykh fizicheskikh principakh dlya sistem upravleniya malyykh i sverhmalyykh kosmicheskikh apparatov* [Propulsion systems and small thrust rocket engines on various physical principles for control systems of small and ultra-small spacecraft] // Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering, 2018, vol. 17, no. 4, pp. 115–128. (In Russian)
- [13] Tkachenko I. S., Krestina A. V., Korovin M. D. Analysis of the possibility of using the system for small satellite de-orbiting based on an aerodynamic stabilizer, taking into account the physical features of the Earth's upper atmosphere // Journal of Physics: Conference Series, 2019, vol. 1236, issue 1. doi: 10.1088/1742-6596/1236/1/012087
- [14] Krestina A. V., Tkachenko I. S. *Metodika vybora projektnykh parametrov sistemy uvoda malyykh kosmicheskikh apparatov s orbity* [A method of determining design parameters for a small satellite de-orbiting system] // XLIV Academic space conference: abstracts, 2020, vol. 1, pp. 107–111. (In Russian)
- [15] Barvinok V. A., Bogdanovich V. I., Dement'ev S. G. *Sovremennyye tekhnologii v avia- i raketostroenii* [Modern technologies in aircraft and rocket science]. Moscow, Mashinostroyeniye, 2014. 320 p. (In Russian)

- [16] Salmin V. V., Kucherov A. S., Starinova O. L., Prohorov A. G. *Metody sistemnogo analiza i issledovaniya operacij v zadachah proektirovaniya letatel'nyh apparatov* [Methods of system analysis and operations research in aircraft design problems]. Samara, SGAU, 2007. 272 p. (In Russian)
- [17] Tkachenko I. S., Kaurov I. V. *Integral'naya ocenka effektivnosti kosmicheskoy sistemy orbital'noj inspekcii na baze malyh kosmicheskikh apparatov* [Integral evaluation of the effectiveness of the space orbital inspection system on the basis of small spacecraft] // Vestnik of the Samara State Aerospace University, 2013, no. 1 (39), pp. 91–100. (In Russian)
- [18] Blinov V. N., Ivanov N. N., Sechenov Yu. N., Shalaj V. V. *Malye kosmicheskie apparaty. Book 3. Minisputniki. Unificirovannye kosmicheskie platformy dlya malyh kosmicheskikh apparatov* [Small spacecraft. Book 3. Mini-satellites. Unified space platforms for small spacecraft]. Omsk, Izd-vo OmGTU, 2010. 348 p. (In Russian)
- [19] Tkachenko I. S., Salmin V. V. *Analiz effektivnosti kosmicheskikh apparatov-inspektorov s elektroreaktivnymi energodvigatel'nyimi modul'yami* [The analysis of efficiency of satellite inspectors with electrojet impellent modules] // Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences, 2011, vol. 13, no. 6, pp. 106–115.
- [20] EDB Fakel. Stationary plasma thrusters. Avialable at: https://fakel-russia.com/images/gallery/produczia/fakel_spd_print.pdf (accessed 11.02.2019).
- [21] Research, development and production of rocket engines, propulsion systems and their units for orbital and interplanetary spacecraft, including low-thrust rocket engines for manned flights: catalog of JSC «TsNIIMash». Avialable at: <http://www.niimashspace.ru/files/2020/Katalog-2019-rus.pdf> (accessed 25.05.2020).
- [22] Liquid-propellant thrusters low-thrust SDO «Yuzhnoye». Avialable at: <https://www.yuzhnoye.com/technique/rocket-engines/low-thrust/t30/> (accessed 15.02.2019).
- [23] Industrial Solid Propulsion: Product Portfolio. Avialable at: <http://www.specificimpulse.com/> (accessed 25.04.2017).
- [24] Klinkrad H. Space Debris. Models and Risk Analysis. UK, Chichester : Springer, 2006. 430 p.
- [25] Palij A. S. *Metody i sredstva uvoda kosmicheskikh apparatov s rabochih orbit (sostoyanie problemy)* [Methods and means of removing spacecraft from working orbits (state of the problem)] // Tekhnicheskaya mekhanika, 2012, no. 4, pp. 94–102. (In Russian)
- [26] Slavinskis A., Ehrpais H., Kuuste H., Sünter I., Viru J., Kütt J., Kulu, E., Noorma M. Flight Results of ESTCube-1 Attitude Determination System // Journal of Aerospace Engineering, vol. 29, issue 1. doi: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000504

Сведения об авторе

Аншаков Геннадий Петрович – член-корреспондент РАН, профессор кафедры космического машиностроения Самарского университета. Окончил Куйбышевский авиационный институт в 1961 году. Область научных интересов: проектирование космических аппаратов дистанционного зондирования Земли, управление космическими аппаратами.

Крестина Анастасия Владимировна – аспирант кафедры космического машиностроения Самарского университета. Окончила Самарский университет по программе магистратуры в 2019 году. Область научных интересов: малые космические аппараты, космический мусор, увод космических аппаратов с орбиты.

Ткаченко Иван Сергеевич – кандидат технических наук, доцент кафедры космического машиностроения Самарского университета. Окончил Самарский государственный аэрокосмический университет имени С. П. Королева в 2008 году. Область научных интересов: малые космические аппараты, электрореактивные двигатели, системный анализ, орбитальная инспекция.

*Обод обод, ты могуч,
Разверни антенны луч,
Закрутись и изогнись,
Как угодно извернись.
Но в контейнер чтоб залез,
И расчётным был твой вес.*

УДК 629.78

DOI 10.26732/j.st.2020.2.03

ПАРАБОЛИЧЕСКИЙ ТРАНСФОРМИРУЕМЫЙ РЕФЛЕКТОР ДЛЯ ПЛАТФОРМЫ CUBESAT

З. А. Казанцев^{1,3}, А. М. Ерошенко^{1,3}, И. В. Уваев³, А. В. Лопатин^{2,3} ✉

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

² Федеральный исследовательский центр информационных и вычислительных технологий,
г. Красноярск, Российская Федерация

³ Сибирский государственный университет науки и технологий им. акад. М. Ф. Решетнёва,
г. Красноярск, Российская Федерация

Платформа CubeSat используется для создания малых космических аппаратов. Неотъемлемой частью космического аппарата являются антенны для передачи сигналов между ним и абонентами. В зависимости от назначения полезной нагрузки на космический аппарат могут быть установлены антенны различных конфигураций. В космических аппаратах на базе платформы CubeSat используются антенны с раскрывающимся рефлектором. К конструкции рефлектора предъявляются следующие требования: небольшой объем в сложенном положении, максимальная апертура отражающей поверхности в рабочем положении, обеспечение требуемых точностных характеристик отражающей поверхности, простота механизма раскрытия и незначительная масса. Использование гибких шарнирных соединений в конструкции антенны позволяет создать надежный механизм раскрытия, обеспечить необходимую жесткость конструкции и небольшую массу. В статье предложена конструкция трансформируемого параболического рефлектора для космического аппарата на платформе CubeSat. Основным силовым элементом рефлектора является тонкостенная торовая оболочка с механизмом раскрытия в виде гибких шарниров. Проведен геометрический анализ для определения конфигурации рефлектора в сложенном положении. Выполнен модальный анализ для подтверждения необходимой жесткости. По результатам анализов были выбраны характеристики конструкции, которые удовлетворяют условию минимума массы. Разработан технологический процесс изготовления рефлектора, с помощью которого создан макет конструкции. Выполнены испытания рефлектора, заключающиеся в трансформации конструкции из рабочего положения в транспортировочное и обратно. Макет продемонстрировал возможность создания летных образцов рефлекторов, трансформируемым элементом которых является тонкостенная торовая оболочка с гибкими шарнирами.

Ключевые слова: трансформируемая антенна, гибкое шарнирное соединение, сверхлегкий космический аппарат, механический анализ, торовый обод.

Введение

Неотъемлемой частью любого космического аппарата являются антенны для передачи сиг-

налов между ним и абонентами. В зависимости от назначения полезной нагрузки на космические аппараты могут быть установлены антенны различных конфигураций. Платформа CubeSat используется для создания малых космических аппаратов широкого назначения. В космических аппаратах на платформе CubeSat используются трансформи-

✉ lopatin@krasmail.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2020

руемые антенны с раскрывающимися рефлекторами. В настоящее время в мире создано большое количество подобных антенн для космических аппаратов на платформе CubeSat.

На рис. 1 представлена антенна RaInCube массой 5,5 кг с диаметром апертуры 0,5 м, разработанная NASA/JLP [1]. Антенна RaInCube имеет рефлектор зонтичного типа, радиоотражающая поверхность которого представляет собой сетеполотно, закрепленное на тридцати спицах. Двухсекционные спицы приводятся в рабочее положение при помощи пружин. Контррефлектор установлен в фокусе параболоида и закреплен на основании антенны. Механизм фиксации спиц рефлектора в рабочем положении состоит из защелкивающихся шарниров. Антенна используется в космическом аппарате с конфигурацией платформы CubeSat 6U ($10 \times 20 \times 30$ см). Занимаемый объем антенны в сложенном положении составляет $24,8 \times 21,5 \times 9,7$ см (4U). Здесь и далее для обозначения габаритов конструкции принимается единица U (от английского слова unit). Она обозначает объем, занимаемый минимальной сборочной единицей платформы CubeSat, представляющей собой куб с ребром 10 см. Спицы рефлектора обеспечивают высокую жесткость и точность отражающей поверхности. Однако большое количество спиц увеличивает риск их заклинивания во время развертывания, что приводит к снижению надежности раскрытия конструкции.

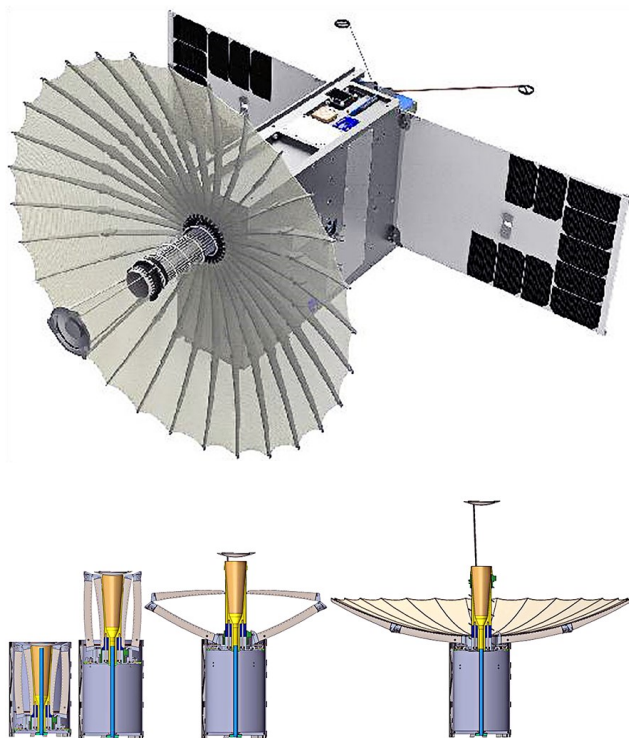


Рис. 1. Антенна RaInCube

На рис. 2 представлена антенна OrigamiSat-1 массой 4,1 кг, разработанная Токийским техно-

логическим институтом [2]. Антенна представляет собой развертываемую мембранную конструкцию. Длина стороны квадратной мембранной поверхности – 1 м. Конфигурация платформы CubeSat – 3U. Занимаемый объем в сложенном положении – 1U ($10 \times 10 \times 10$ см). Антенна отличается компактностью и низкой массой конструкции. Главный недостаток антенны – относительная сложность механизма развертывания антенны, который удерживает ее в рабочем положении с сохранением требуемых характеристик по жесткости и точности.

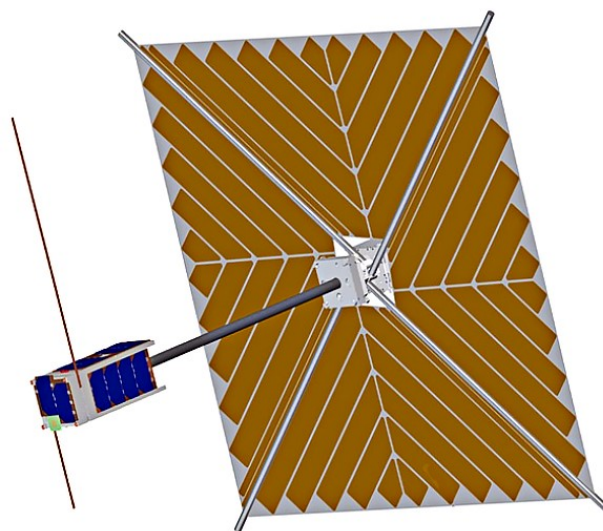


Рис. 2. Антенна OrigamiSat-1

На рис. 3 представлена антенна ISARA массой 2 кг, разработанная NASA SSTP [3]. Эта антенна совмещает в себе солнечную батарею и отражающую антенную решетку. Антенна состоит из трех складных панелей размером $33,9 \times 8,26$ см. В сложенном положении панели расположены на трех внешних стенках платформы CubeSat и разворачиваются с помощью подпружиненных шарниров. Конфигурация платформы CubeSat – 3U ($10 \times 10 \times 34$ см). Панели размещены в пустом объеме между направляющими внутри контейнера для запуска космического аппарата. Главный недостаток – максимальная апертура ограничивается размерами платформы.

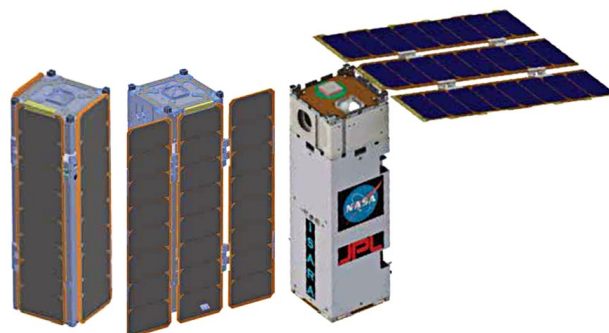


Рис. 3. Антенна ISARA

На рис. 4 представлен трансформируемый сетчатый офсетный рефлектор с диаметром апертуры 1 м, разрабатываемый NASA JPL совместно с Калифорнийским университетом [4]. Главным преимуществом этой конструкции рефлектора является простота механизма раскрытия рефлектора. В прямофокусном исполнении рефлектора облучатель, расположенный в фокусе параболы радиоотражающей поверхности, затеняет часть рабочей поверхности, поэтому офсетное исполнение имеет некоторые преимущества по сравнению с прямофокусным. К основным недостаткам относятся большая масса антенны и большой занимаемый объем в сложенном положении.

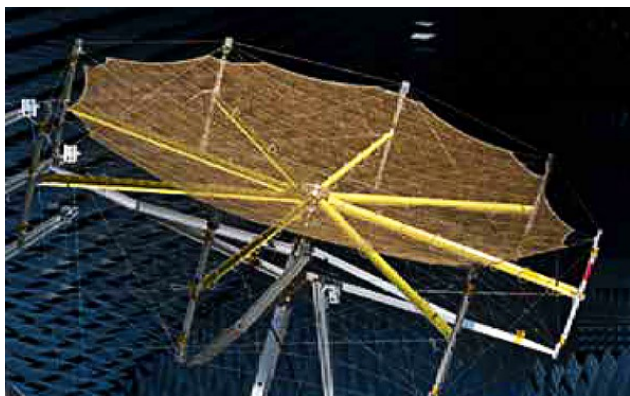


Рис. 4. Развертываемая сетчатая отражательная офсетная антенна

На рис. 5 представлена антенна Mars Cube One (MarCO) массой 2 кг, разработанная NASA [5]. Антенна включает в себя три складные панели с отражающей решеткой (33,9×8,26 см). Конфигурация платформы CubeSat – 6U (10×20×34 см). Главные преимущества: надежность и простота. Панели антенны в сложенном положении занимают всего до 4 % полезного объема космического аппарата.

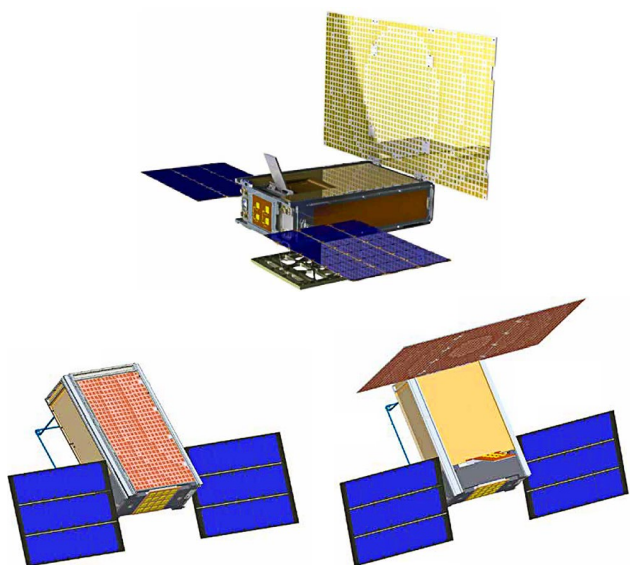


Рис. 5. Антенна Mars Cube One (MarCO)

На рис. 6 представлена надувная антенна массой 0,5 кг с диаметром апертуры 1 м [6]. Рефлектор представляет собой мембрану, которая приводится в рабочее положение надувом антенны. Главные преимущества антенны: небольшой объем в сложенном положении, апертура более 1 м, простота механизма раскрытия. К недостаткам относятся низкая точность радиоотражающей поверхности и низкая надежность, связанная с обеспечением герметичности после надува.



Рис. 6. Надувная антенна для платформы CubeSat

На рис. 7 представлена крупногабаритная мембранная антенна массой 1 кг, разрабатываемая Physical Sciences Inc [7].

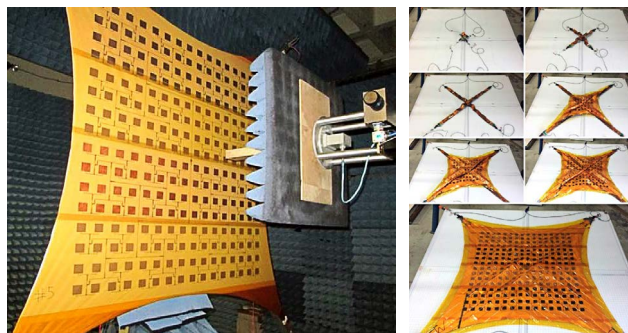


Рис. 7. Крупногабаритная мембранная антенна

Крупногабаритная мембранная антенна включает в себя радиоотражающую мембрану, раскрывающуюся при помощи штанг. Антенна используется в составе космического аппарата с конфигурацией платформы CubeSat 6U. Занимаемый объем в сложенном положении составляет 0,6 U. Сторона четырехугольника, описанного относительно формы данной поверхности с вершинами на концах штанг составляет 1,7 м. Основные преимущества данной антенны заключаются в том, что

антенный модуль легко интегрируется на платформу CubeSat, не затеняет солнечные батареи, имеет малые габариты в сложенном положении. Главным недостатком является низкая точность радиоотражающей поверхности.

На рис. 8 представлена компактная трансформируемая антенна «Nonagon» для CubeSat массой 1 кг и с диаметром апертуры 0,5 м, разрабатываемая NASA Jet [8].

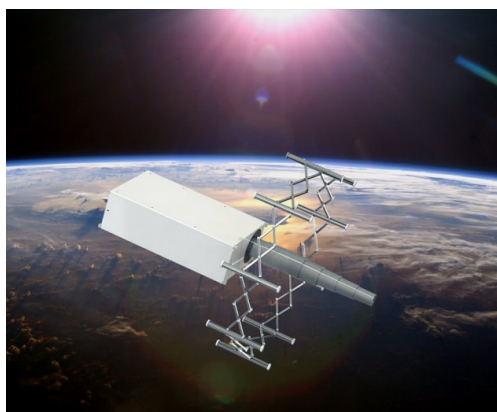
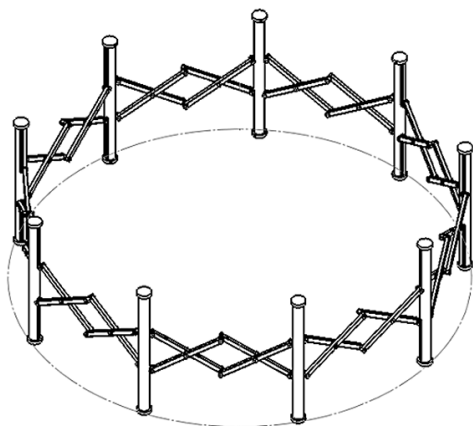


Рис. 8. Компактная разворачивающаяся антенна

Силовой обод антенны представляет собой пантографную систему с основанием в виде девяти стоек, раскрытие которой осуществляется при помощи пружин. В качестве опорного элемента и основания рефлектора выступает телескопическая мачта. Конфигурация платформы CubeSat для данной антенны должна быть не менее 2U. Занимаемый объем в сложенном положении составляет 1,5U. Масса конструкции – 0,4 кг. Главными преимуществами конструкции антенны являются низкая масса конструкции и высокая жесткость. Недостатком является низкая надежность, обусловленная большим количеством механических элементов.

1. Описание конструкции разработанного рефлектора

Объектом исследования является конструкция параболического трансформируемого реф-

лектора космического назначения [8; 9]. На рис. 9 изображена антенна в рабочем положении на космическом аппарате CubeSat. Диаметр апертуры рефлектора составляет 1 м.

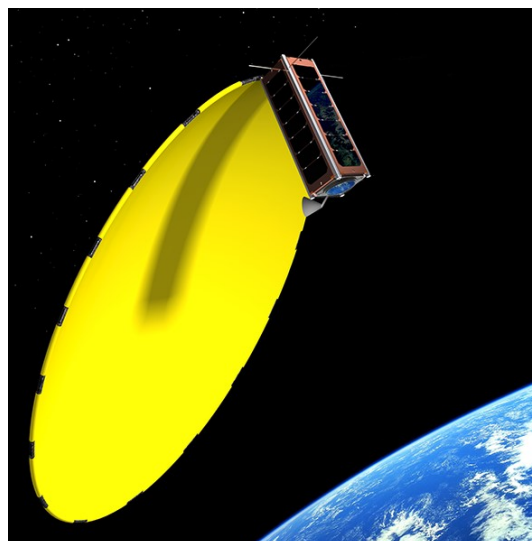


Рис. 9. Параболический трансформируемый рефлектор в рабочем положении

Отличительной особенностью этой антенны является использование в качестве силовой конструкции трансформируемого обода с закрепленной на нем радиоотражающей мембраной. Обод представляет собой торовую оболочку, с толщиной стенки до 1 мм. В оболочке выполнены сквозные отверстия, позволяющие сгибать обод. Использование в конструкции рефлектора гибких шарнирных соединений позволяет обеспечить простоту и надежность механизма раскрытия, необходимую жесткость и небольшую массу рефлектора. Оптимальный баланс между жесткостными и массовыми характеристиками является результатом геометрического и модального анализа конструкции. На рис. 10 показан рефлектор с основными элементами. На рис. 11 показана схема закрепления радиоотражающей мембраны на ободе, а также гибкие шарниры.

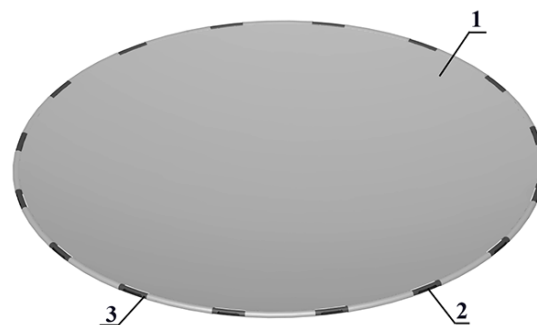


Рис. 10. Конструкция рефлектора:
1 – прямофокусная или офсетная радиоотражающая мембрана; 2 – гибкие шарниры в виде сквозных отверстий; 3 – силовой трансформируемый торовый обод

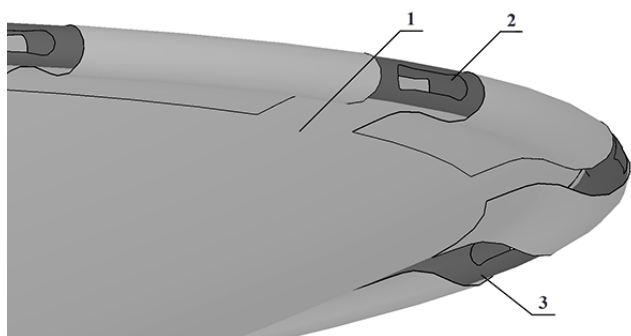


Рис. 11. Конструкция рефлектора, вид с обратной стороны: 1 – прямофокусная или офсетная радиоотражающая мембрана; 2 – гибкие шарниры в виде сквозных отверстий; 3 – силовой трансформируемый торцовый обод

В зависимости от располагаемого объема для укладки рефлектора на период транспортировки и выведения на орбиту трансформируемый обод может быть представлен в нескольких исполнениях, отличающихся количеством гибких шарниров. На рис. 12 показаны различные исполнения обода и размеры виртуального цилиндра, в котором размещается рефлектор. Свободное пространство внутри обода обусловлено необходимостью размещения мембраны.

В табл. 1 представлена информация о геометрических параметрах различных исполнений

обода рефлектора в сложенном положении для виртуальных цилиндров с диаметром 250 и 200 мм. В таблице h – высота виртуального цилиндра, d – диаметр. Угол между смежными сегментами сложенного обода обозначен как α (рис. 13).

Таблица 1

Геометрические параметры различных исполнений обода

h , мм	d , мм	Объем в единицах U	Количество шарниров	α
200	200	6	16	22,6°
	250	10	16	25,9°
300	200	9,5	10	26,48°
	250	15	10	30,56°
400	200	12,5	6	34,8°
	250	20	6	38,6°

Параболический трансформируемый рефлектор приводится в рабочее положение запасенной энергией деформации силового обода, то есть является самораскрывающимся. Обеспечение удержания формы отражающей поверхности после раскрытия рефлектора в рабочее положение осуществляется за счет жесткости силового обода и отсутствия остаточных деформаций в интерфейсных местах радиоотражающей мембраны и обода.

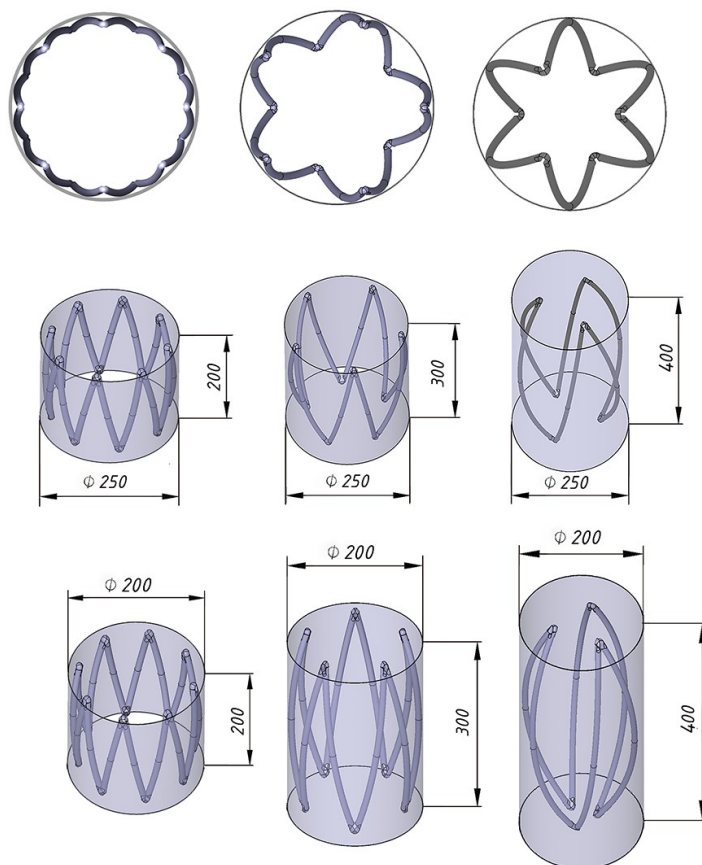


Рис. 12. Варианты исполнения обода для различных объемов компоновки

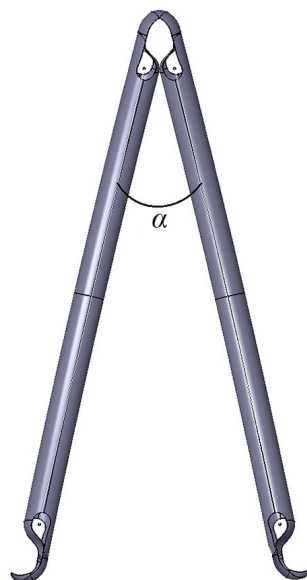


Рис. 13. Угловой размер между соседними секциями

2. Модальный анализ конструкции рефлектора

Модальный анализ позволяет оценить жесткость конструкции. Собственные частоты и формы характеризуют фундаментальные упруго-массовые свойства модели конструкции. Модальный анализ конструкции рефлектора космического аппарата, включающего в себя силовой торовый обод и мембранную радиоотражающую поверхность, основан на проведении конечно-элементного анализа конструкции [11]. В выполняемых далее расчетах основными параметрами, влияющими на собственную частоту колебаний конструкции рефлектора, будут толщина мембраны и торовой оболочки полого обода t , а также диаметр внешней окружности поперечного сечения обода d . Изменяемые параметры представлены на рис. 14.

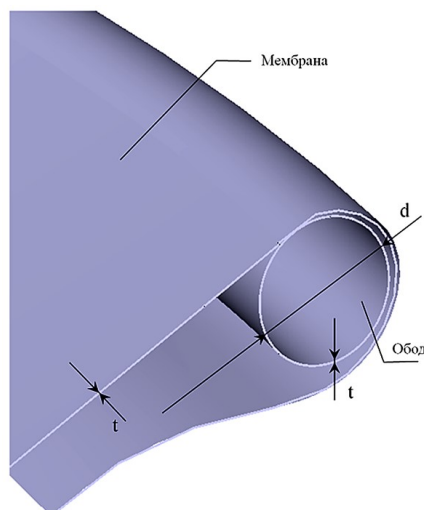


Рис. 14. Изменяемые параметры рефлектора

Масса рефлектора определяется при построении конечно-элементной модели. В табл. 2 представлены характеристики материалов рассматриваемых основных частей рефлектора (мембрана и обода).

Таблица 2

Характеристики материалов основных частей рефлектора

Параметр	Материал обода (углепластик)	Материал мембраны
Модуль упругости E , Па	$1,18 \cdot 10^{11}$	$6,8 \cdot 10^6$
Плотность ρ , кг/м ³	1700	1150
Модуль сдвига G , Па	$4,5385 \cdot 10^{10}$	$4,5385 \cdot 10^{10}$

Оценка масс вариантов конструктивного исполнения рефлектора при различных значениях t и d представлена в табл. 3.

Таблица 3

Масса рефлектора при различных значениях t и d

d , мм	t , мм	Масса рефлектора, кг
10	0,1	0,16
	1	1,58
	3	4,75
15	0,1	0,17
	1	1,67
	3	5
20	0,1	0,17
	1	1,75
	3	5,26

Конечно-элементная модель рефлектора с заданными размерами показана на рис. 15.

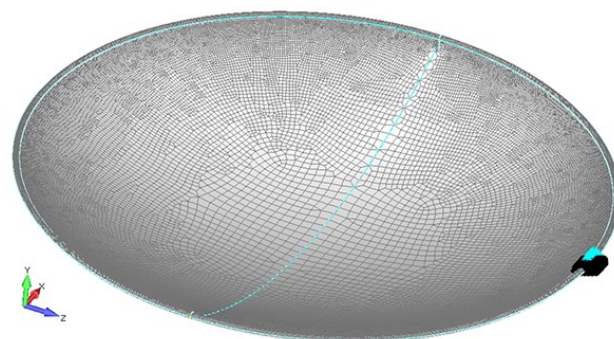


Рис. 15. Конечно-элементная модель параболического рефлектора с заданными граничными условиями

На рис. 16–18 представлены основные формы свободных колебаний рефлектора с подобран-

ными оптимальными параметрами: диаметр поперечного сечения обода составляет 10 мм, толщина обода и мембраны составляет 1 мм.

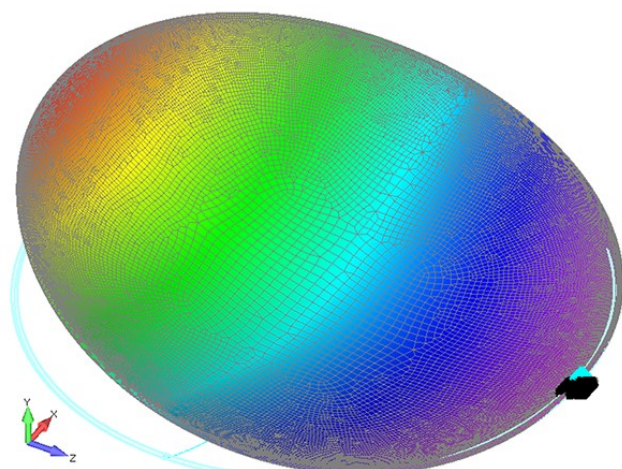


Рис. 16. Первая форма свободных колебаний, частота 4,2 Гц

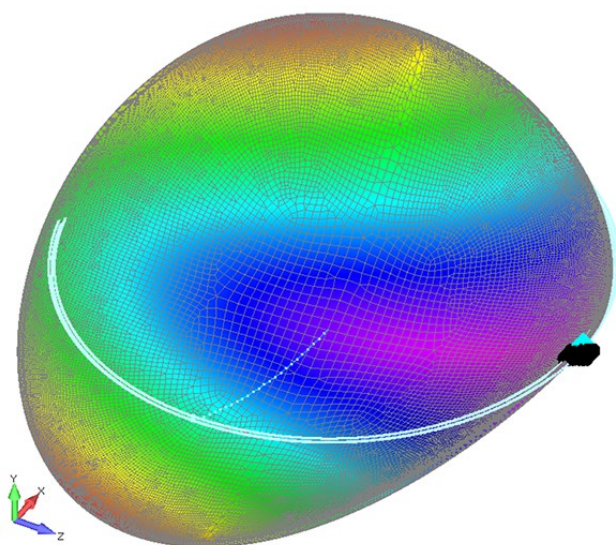


Рис. 17. Вторая форма свободных колебаний, частота 8,8 Гц

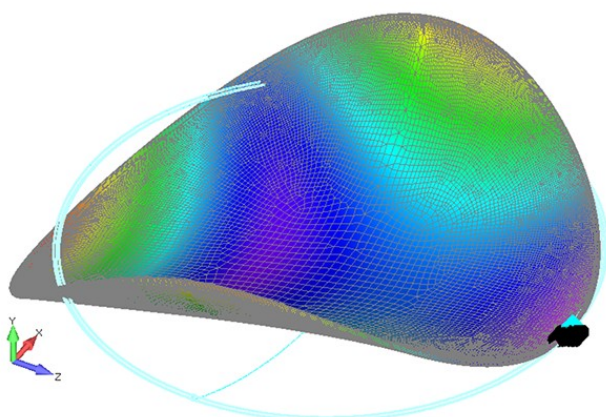


Рис. 18. Третья форма свободных колебаний, частота 24,3 Гц

В результате проведенного параметрического анализа в табл. 4 представлены основные частоты собственных колебаний для каждого из девяти случаев.

Таблица 4

Геометрические параметры различных исполнений обода

d , мм	t , мм	Частота колебаний, Гц
10	0,1	3,25; 7,6; 19,9
	1	4,2; 8,8; 24,3
	3	5,7; 10,6; 31
15	0,1	5,1; 11,4; 29,7
	1	6,5; 14,4; 38,7
	3	8; 15,8; 44,7
20	0,1	6,5; 13,3; 35,8
	1	9; 19,7; 49,4
	3	10,5; 30; 52,3

3. Изготовление макета сверхлегкого трансформируемого рефлектора

Формообразующая структура мембраны рефлектора изготавливается из лент на основе волокна IMS65 24K и силикона RT601. Подобное технологическое решение позволяет легко складывать мембрану и возвращать ее в рабочее положение без остаточных деформаций [12]. В процессе изготовления рефлектора на литую заготовку натягивается сотканная углепластиковая ткань, предварительно смазанная антиадгезивом. Затем она пропитывается эпоксидной смолой и фиксируется до полной полимеризации. На рис. 19 представлены готовые углепластиковые ленты. На рис. 20 показана литая заготовка для формования мембраны рефлектора. На рис. 21 представлена готовая мембрана из углепластиковых лент, закрепленная на заготовке.



Рис. 19. Углепластиковые ленты



Рис. 20. Литая заготовка для формования мембраны рефлектора



Рис. 21. Готовая мембрана из углепластиковых лент, закрепленная на заготовке

Основным элементом обода рефлектора является однослойная углепластиковая труба с гибкими шарнирными узлами, выполненными в виде сквозных отверстий. В качестве материала трубы используется углеродная ткань УТ-3К-Сатин4Н-185-30 ТУ 23.99.14-032-75969440-2017, связующее ЭНФБ ТУ 1-596-36-2005. Такая конструкция обеспечивает низкую массу рефлектора и достаточную жесткость конструкции. Трубчатые элементы изготавливаются намоткой предварительно пропитанного углеродного ровинга на подготовленную форму. Затем связующее полимеризуется в нагревательной печи. Трубчатый элемент представлен на рис. 22.



Рис. 22. Трубчатый элемент обода

В качестве составных частей, скрепляющих между собой элементы обода, используются углепластиковые кронштейны. К этим кронштейнам присоединяется радиоотражающая мембрана. Кронштейны представлены на рис. 23.

Кронштейны изготавливаются выкладкой, пропитанной связующим углепластиковой ткани

в отфрезерованные металлические формы. Формы представлены на рис. 24.



Рис. 23. Кронштейны обода

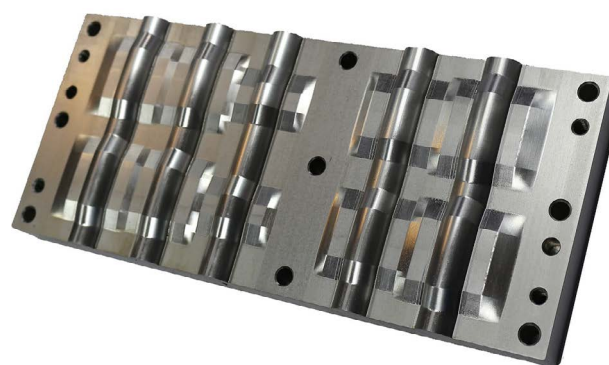


Рис. 24. Формы для выкладки ткани под кронштейны

На рис. 25 представлен готовый рефлектор в рабочем положении. На рис. 26 показан готовый рефлектор в транспортировочном положении, помещенный в цилиндр диаметром 250 мм и высотой 200 мм.



Рис. 25. Рефлектор в рабочем положении



Рис. 26. Рефлектор в транспортировочном положении

Заключение

В статье предложена новая конструкция трансформируемого параболического рефлектора для космического аппарата на платформе CubeSat. Основным силовым элементом является тонкостенная торовая оболочка с механизмом раскрытия рефлектора в виде гибких шарниров, выполненных в форме сквозных отверстий. Проведен параметрический геометрический анализ для определения конфигурации рефлектора в сложенном положении. Проведен модальный анализ для подтверждения обеспечения необходимой жесткости. По результатам анализов были выбраны проектные характеристики конструкции, которые удовлетворяют условию минимума массы рефлектора. Разработан технологический процесс изготовления рефлектора, с помощью которого изготовлен макет конструкции. Выполнены испытания рефлектора,

заключающиеся в трансформации конструкции из рабочего положения в транспортировочное и обратно. Изготовленный макет продемонстрировал возможность создания летных образцов рефлекторов, трансформируемым элементом которых является тонкостенная торовая углепластиковая оболочка с гибкими шарнирами. Концепция разработанного параболического рефлектора защищена патентами на полезную модель [9; 10].

Благодарности

Авторы выражают благодарность директору Отраслевого центра крупногабаритных трансформируемых механических систем АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва» Халимановичу Владимиру Ивановичу за инициирование исследований по созданию трансформируемого рефлектора.

Список литературы

- [1] Peral E., Imken T., Sauder J., Statham Sh., Tanelli S., Price D., Chahat N. RainCube, a Ka-band precipitation radar in a 6U CubeSat // Proc. 31st Annu. AIAA/USU Conf. Small Satellites (SSC), Logan, UT, USA, Aug. 2017. [Электронный ресурс]. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2017/all2017/80/> (дата обращения: 23.07.2020).
- [2] OrigamiSat-1 (FO 98, Fuji-OSCAR 98) ORIGAMI (Organization of research Group on Advanced deployable Membrane structures for Innovative space science) PROJECT. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.origami.titech.ac.jp> (дата обращения: 23.07.2020).
- [3] Hodges R., Shah B., Muthulingham D., Freeman T. ISARA – Integrated Solar Array and Reflectarray Mission Overview // Proc. 27th Annu. AIAA/USU Conf. Small Satellites, Logan, UT, USA, Aug. 2013.
- [4] Chahat N., Sauder J., Hodges R. E., Thomson M., Rahmat-Samii Y. The deep-space network telecommunication CubeSat antenna: Using the deployable Ka-band mesh reflector antenna // IEEE Antennas Propag. Mag., 2017, vol. 59, no. 2, pp. 31–38.
- [5] Hodges R. E., Chahat N., Hoppe D. J., Vacchione J. D. The Mars Cube One deployable high gain antenna // IEEE International Symposium on Antennas and Propagation, California Inst. Technology, USA, INSPEC Accession Number: 16411829, Oct. 2016.
- [6] Babuscia A., Choi T., Sauder J., Chandra A., Thangavelautham J., Inflatable antenna for CubeSats: Development of the X-band prototype // Proc. IEEE Aerosp. Conf., Big Sky, MT, USA, Mar. 2016, pp. 1–11.
- [7] Warren P. A., Steinbeck J. W., Minelli R. J., Mueller C. Large deployable S-band antenna for a 6U Cube Sat // Proc. 29th Annu. American Inst. Aeronautics and Astronautics/Utah State University Conf. Small Satellites, 2015, pp. 1–7.

- [8] Bolton S., Doty D. Compact Deployable Antenna for CubeSat Units // Mechanical Engineering Department, California Polytechnic State University, San Luis Obispo, USA, 2014-2015, pp. 1–125.
- [9] Лопатин А. В., Казанцев З. А., Масловская А. М. Параболический трансформируемый рефлектор. Пат. № 183908, Российская Федерация, 2018, бюл. № 28.
- [10] Лопатин А. В., Казанцев З. А., Масловская А. М. Параболический прямофокусный рефлектор. Пат. № 190518, Российская Федерация, 2019, бюл. № 19.
- [11] Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие ; Сиб. гос. аэрокосм. ун-т, Красноярск, 2011. 488 с.
- [12] Михайлин Ю. А. Специальные полимерные композиционные материалы. СПб. : Научные основы и технологии, 2009. 664 с.

PARABOLIC TRANSFORMABLE REFLECTOR FOR CUBESAT PLATFORM

Z. A. Kazantsev^{1,3}, A. M. Eroshenko^{1,3}, I. V. Uvaev³, A. V. Lopatin^{2,3}

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

² Federal Research Center for Information and Computational Technologies,
Krasnoyarsk, Russian Federation

³ Reshetnev Siberian State University of Science and Technology,
Krasnoyarsk, Russian Federation

CubeSat platform is used for creating small spacecrafts. Antennas for transmission of signals between the spacecraft and subscribers are inalienable parts of it. Different antenna configurations may be installed on a spacecraft depending on functions of their payload. Spacecrafts based on the CubeSat platform are equipped with transformable antennas with a drop-down reflector. There are several requirements to the construction of the reflector designed for operating via the CubeSat platform: small volume in folded state; maximal aperture of a parabolic reflective surface in working position; ensuring the required accuracy characteristics of the reflective surface; simplicity of the opening mechanism and low weight. Usage of flexible swivel joints in the design of the antenna allows to create a simple and reliable opening mechanism and to provide the necessary rigidity of the structure and a small mass of the reflector. The paper proposes a new design of a transformable parabolic reflector for a spacecraft on the CubeSat platform. The main power element is a thin-walled torus shell with a reflector opening mechanism in the form of flexible hinges. A geometric analysis was carried out to determine the configuration of the reflector in the folded position. Modal analysis was completed to confirm that the required stiffness was achieved. Based on the analysis results, the design characteristics of the structure were selected that satisfy the condition of the minimum mass of the reflector. A technological process for manufacturing a reflector was developed, with the help of which the model of the structure was made. Reflector tests which were the transformation of the structure from the working position to the transport position and vice versa were carried out. The produced layout demonstrated the possibility of creating flight reflectors, the transform.

Keywords: transformable antenna, flexible joint, ultralight spacecraft, structural analysis, torus rim.

References

- [1] Peral E., Imken T., Sauder J., Statham Sh., Tanelli S., Price D., Chahat N. RainCube, a Ka-band precipitation radar in a 6U CubeSat // Proc. 31st Annu. AIAA/USU Conf. Small Satellites (SSC), Logan, UT, USA, Aug. 2017. Available at: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2017/all2017/80/> (accessed 23.07.2020).

- [2] OrigamiSat-1 (FO 98, Fuji-OSCAR 98). ORIGAMI (Organization of research Group on Advanced deployable Membrane structures for Innovative space science) PROJECT. Available at: <http://www.origami.titech.ac.jp> (accessed 23.07.2020).
- [3] Hodges R., Shah B., Muthulingham D., Freeman T. ISARA – Integrated Solar Array and Reflectarray Mission Overview // Proc. 27th Annu. AIAA/USU Conf. Small Satellites, Logan, UT, USA, Aug. 2013.
- [4] Chahat N., Sauder J., Hodges R. E., Thomson M., Rahmat-Samii Y. The deep-space network telecommunication CubeSat antenna: Using the deployable Ka-band mesh reflector antenna // IEEE Antennas Propag. Mag., 2017, vol. 59, no. 2, pp. 31–38.
- [5] Hodges R. E., Chahat N., Hoppe D. J., Vacchione J. D. The Mars Cube One deployable high gain antenna // IEEE International Symposium on Antennas and Propagation, California Inst. Technology, USA, INSPEC Accession Number: 16411829, Oct. 2016.
- [6] Babuscia A., Choi T., Sauder J., Chandra A., Thangavelautham J., Inflatable antenna for CubeSats: Development of the X-band prototype // Proc. IEEE Aerosp. Conf., Big Sky, MT, USA, Mar. 2016, pp. 1–11.
- [7] Warren P. A., Steinbeck J. W., Minelli R. J., Mueller C. Large deployable S-band antenna for a 6U Cube Sat // Proc. 29th Annu. American Inst. Aeronautics and Astronautics/Utah State University Conf. Small Satellites, 2015, pp. 1–7.
- [8] Bolton S., Doty D. Compact Deployable Antenna for CubeSat Units // Mechanical Engineering Department, California Polytechnic State University, San Luis Obispo, USA, 2014-2015, pp. 1–125.
- [9] Lopatin A. V., Kazantsev Z. A., Maslovskaya A. M. *Parabolicheskij transformiruemyy reflektor* [Parabolic transformable reflector]. Patent RU 183908, 2018, bulletin no. 28.
- [10] Lopatin A. V., Kazantsev Z. A., Maslovskaya A. M. *Parabolicheskij pryamofokusnyy reflektor* [Parabolic direct focus reflector]. Patent RU 190518, 2019, bulletin no. 19.
- [11] Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* [Fundamentals of spacecraft design information support]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2011. 488 p. (In Russian)
- [12] Mikhaylin Yu. A. *Spetsial'nye polimernye kompozitsionnye materialy* [Special polymer composites]. St. Petersburg, Nauchnye osnovy i tekhnologii, 2009. P. 664. (In Russian)

Сведения об авторах

Ерошенко Антонина Матвеевна – инженер отдела АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва», аспирант Сибирского государственного университета науки и технологий им. акад. М. Ф. Решетнёва.

Казанцев Захар Алексеевич – начальник группы АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва», аспирант Сибирского государственного университета науки и технологий им. акад. М. Ф. Решетнёва.

Лопатин Александр Витальевич – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой Сибирского государственного университета науки и технологий им. акад. М. Ф. Решетнёва, старший научный сотрудник Федерального исследовательского центра информационных и вычислительных технологий.

Уваев Илья Владимирович – кандидат физико-математических наук, доцент Сибирского государственного университета науки и технологий им. акад. М. Ф. Решетнёва.

МЕТОД ГРАФОАНАЛИТИЧЕСКОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ГРАНИЦ ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННЫХ ОБЛАСТЕЙ ДОСТИЖИМОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА СЕРВИСНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ТЕХНОГЕННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ

А. Н. Глуздов, П. В. Горбулин, Е. В. Котяшов, О. Л. Куваев✉

Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского,

г. Санкт-Петербург, Российская Федерация

В настоящее время на различных этапах создания и отработки находится несколько проектов сервисных космических аппаратов, одной из задач которых является проведение обслуживания орбитальных объектов в максимально сжатые сроки. При планировании обслуживания требуется выполнять большой объем вычислений, связанный с выбором рациональной схемы перелета. Для уменьшения объема вычислений необходим подход, обеспечивающий поиск множества реализуемых траекторий перелета. Одним из таких подходов является метод определения границ пространственно-временных областей достижимости, позволяющий оценить априорные возможности сервисного космического аппарата по обслуживанию орбитальных объектов, расположенных на круговых орбитах. Для построения пространственно-временных областей достижимости применяется математический аппарат теории годографов, позволяющий последовательно, на основе аналитического решения оптимизационной задачи двухимпульсного перелета, определить минимальную и максимальную продолжительности движения космического аппарата, под которыми понимается время, необходимое для перелета от точки начала маневрирования до точки встречи с обслуживаемым орбитальным объектом, при условии приложения одного импульса скорости. Графическое сопоставление траекторий движения обслуживаемых орбитальных объектов и пространственно-временных областей достижимости сервисного космического аппарата позволяет определить потенциальную возможность проведения обслуживания, а также интервалы времени и фазовых углов, на которых такое обслуживание возможно. Предлагаемый метод может быть использован для поиска решения, обеспечивающего начальное приближение для последующего точного расчета траектории движения численными методами, а также построения программы управления космическим аппаратом.

Ключевые слова: космический аппарат, геостационарная орбита, пространственно-временные области достижимости космического аппарата, теория годографов, оптимизационная задача двухимпульсного перелета.

Введение

В настоящее время рядом отечественных и зарубежных предприятий активно прорабатывается вопрос создания орбитальной системы (ОС) сервисных космических аппаратов (СКА), которые смогут обслуживать другие космические аппараты (техногенные космические объекты – ТКО), в том числе осуществлять визуальную оценку их

состояния, производить довыведение на орбиту в случае аварии разгонных блоков и уводить с орбиты космический мусор [1–4].

Создание ОС СКА особенно актуально для геостационарной орбиты (ГСО) в силу следующих обстоятельств:

- после завершения срока активного функционирования геостационарные космические аппараты (КА) переводятся на орбиту захоронения, где они образуют космический мусор. С течением времени вследствие воздействия возмущающих сил различного характера, а также взаимных

✉ kuvaevoleg84@mail.ru

столкновений, их орбита начинает пересекать геостационарную, что может представлять определенную угрозу для действующих КА на ГСО. Следовательно, осуществляя коррекцию орбиты неуправляемых ТКО, возможно снизить риски для действующих геостационарных КА;

- стоимость создания и выведения нового КА на ГСО значительно выше, чем КА, предназначенного для низких и средних орбит. В большинстве случаев целесообразнее восстановить ресурс работы геостационарного КА за счет обслуживания и дозаправки, чем создавать и выводить на орбиту новый.

Таким образом, обслуживание и восстановление ресурса геостационарных КА способны значительно сократить расходы, а также замедлить образование космического мусора на около геостационарных орбитах.

В октябре 2019 года с космодрома Байконур был запущен КА MEV-1 (Mission Extension Vehicle-1), принадлежащий американской компании Northrop Grumman. Согласно проекту, аппараты MEV можно будет использовать не только для продления миссии космических аппаратов, но также для их последовательного перемещения вдоль орбиты. После стыковки с геостационарным КА, а он способен состыковаться с 80 % таких аппаратов, он станет выполнять роль буксира, удерживая в заданной позиции спутник на ГСО за счет своих двигателей и выполняя за него все необходимые маневры. Так 25 февраля 2020 года MEV-1 состыковался со старым телекоммуникационным спутником Intelsat 901, который работал на орбите с 2001 года и в 2016 году был выведен на орбиту захоронения. Связка MEV-1 и Intelsat 901 поднялась на геостационарную орбиту и проработает там пять лет, после чего MEV-1 вновь переместит Intelsat 901 на орбиту захоронения и продолжит свою миссию с другим космическим аппаратом [5; 6]. Известно, что Intelsat уже подписала контракт на вторую подобную миссию, которая должна начаться после 2020 года.

Одной из задач, стоящих перед КА сервисного обслуживания, является проведение обслуживания орбитальных объектов в максимально сжатые сроки [7]. При планировании обслуживания требуется выполнять большой объем вычислений, связанный с выбором рациональной схемы перелета, учитывающей ограничения на запас характеристической скорости и время, отводимых на совершение маневра перелета. Для уменьшения объема вычислений необходим подход, обеспечивающий поиск множества реализуемых траекторий перелета. Одним из таких подходов является методика определения границ пространственно-временных областей достижимости, позволяющая оценить априорные возможности СКА по обслуживанию

орбитальных объектов, расположенных на круговых орбитах.

В общем случае под пространственно-временной областью достижимости КА понимается множество точек в плоскости движения, в которые КА может попасть в какой-нибудь момент времени с использованием одного импульса скорости, величина которого ограничена доступным запасом характеристической скорости [8]

В научно-технической литературе достаточно широко представлены подходы к построению областей достижимости КА [8; 9; 15; 17; 18]. Однако все они рассматривают области достижимости в плоскости движения КА и не позволяют оценить время, необходимое на совершение перелета. Очевидно, что для управляемого СКА, обладающего ограниченными запасами энергетических ресурсов, актуальной является задача оценивания возможностей по сближению с требуемыми ТКО с привязкой ко времени совершения данного перелета.

1. Постановка задачи определения пространственно-временных областей достижимости космического аппарата

В работе [10] показано, что построение пространственно-временных областей достижимости требует нахождения минимального и максимального времени перелета из точки в точку (оптимизационная задача перелета КА с орбиты на орбиту в центральном поле при фиксированных точках приложения импульсов) при заданном расходе характеристической скорости, широкими возможностями по определению которых обладает теория годографов [9–13]. Наглядность и компактность графического изображения основных закономерностей механики космического полета, гибкость и простота решения разнообразных задач – позволяют эффективно использовать годографические методы построения и анализа возможностей осуществления перелета КА в алгоритмах ЭВМ на различных этапах проектирования космических средств. Данный подход представляется наиболее обоснованным.

Предлагаемый метод графоаналитического определения границ пространственно-временных областей достижимости СКА для обслуживания орбитальных объектов (ОО) включает в себя следующие этапы:

1. Определение величины минимальной скорости, обеспечивающей перелет КА из точки P в точку Q .

2. Определение величины векторов скорости, обеспечивающих перелет КА из точки P в точку Q за минимальное и максимальное время.

3. Определение минимального и максимального времени перелета из точки P в точку Q при заданном расходе характеристической скорости $\Delta V_{\text{хар}}$.

4. Построение пространственно-временных областей достижимости СКА.

5. Определение интервалов времени и фазовых углов, на которых возможно обслуживание ТКО.

2. Описание этапов метода графоаналитического определения границ пространственно-временных областей достижимости космического аппарата

Этап 1. Определение величины минимальной скорости, обеспечивающей перелет из точки P в точку Q .

В работе [9] показано, что минимальная величина большой полуоси переходной орбиты a_m , при которой еще возможен переход из точки P в точку Q , может быть определена из анализа треугольника FPQ (рис. 1) и выражена соотношением:

$$2a_m = \frac{1}{2}(r_p + r_Q + c) = \frac{s}{2}, \quad (1)$$

где s – полупериметр треугольника FPQ ; r_p – радиус-вектор точки P ; r_Q – радиус-вектор точки Q ; c – расстояние между точками P и Q .

Далее, подставляя (1) в уравнение интеграла энергии [9], находим значение минимальной скорости:

$$V_{\min}^2 = \mu \left(\frac{2}{r_p} - \frac{1}{a_m} \right), \quad (2)$$

где μ – гравитационный параметр Земли.

Данная скорость характеризует минимальную кинетическую энергию КА, которой он должен обладать для того, чтобы перелететь из точки P в точку Q . В случае если КА начнет двигаться из точки P с меньшей начальной скоростью, то при любом направлении движения он не достигнет точки Q .

Этап 2. Определение величины векторов скорости, обеспечивающих перелет КА из точки P в точку Q за минимальное и максимальное время.

В рамках решения задачи оценивания возможности сближения СКА с ТКО на ГСО рассматривается двухимпульсный перелет. При этом вследствие того, что разница высот орбиты СКА и ТКО пренебрежимо мала по сравнению с величиной высот этих орбит, предполагается, что отношение величин импульсов маневра перехода с орбиты СКА на промежуточную орбиту и перехода с промежуточной на орбиту ТКО равно единице. Следовательно,

$$\Delta V_{\text{хар}} \approx \frac{\Delta V_{\text{исх}}}{2},$$

где $\Delta V_{\text{исх}}$ – запас характеристической скорости, отводимый на совершение сближения.

Из [9; 12] известно, что геометрическое место концов вектора начальной скорости, обеспечивающей перелет из точки P в точку Q , представляет собой гиперболу (рис. 2). Ее асимптоты совпадают с прямыми, являющимися продолжениями радиус-вектора $r_p = FP$ и прямой PQ соответственно.

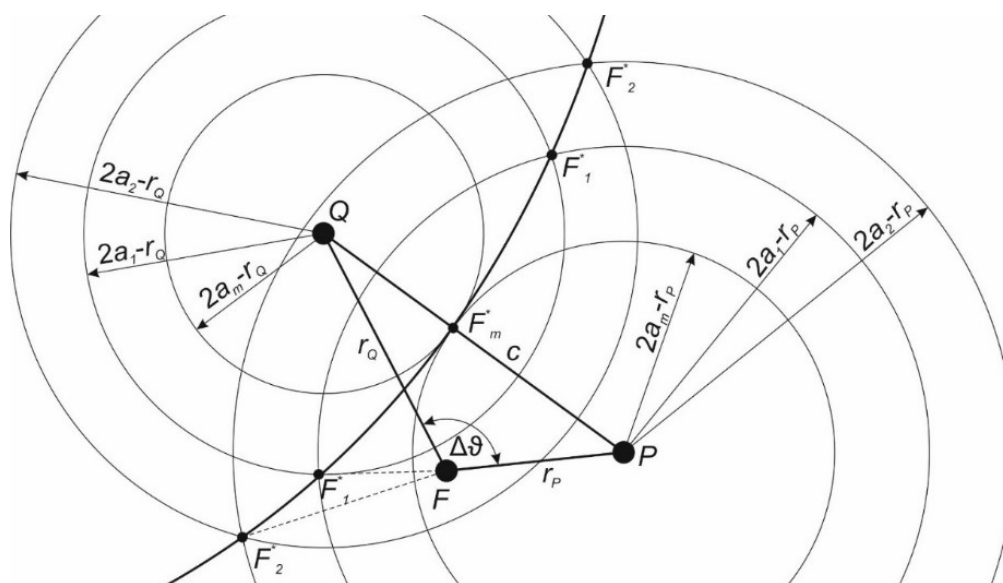


Рис. 1. Нахождение эллиптической траектории минимальной энергии (F – положение действительного притягивающего центра; F_1, F_2 – положения мнимого притягивающего центра; $\Delta\theta$ – угловая дальность между точками P и Q)

В то же время, геометрическое место точек вектора скорости, которую потенциально может иметь КА при приложении одного импульса скорости, равного по величине $\Delta V_{\text{хар}}$, представляет собой окружность с центром в точке окончания вектора скорости КА V_1 , проведенном из точки приложения импульса (точка P), и радиусом, равным по величине $\Delta V_{\text{хар}}$.

Результаты анализа взаимного положения гиперболы и окружности характеризуют возможность совершения перелета КА из точки P в точку Q : отсутствие точек пересечения означает невозможность перелета, наличие одной точки пересечения указывает на единственно

возможную траекторию перелета, наличие двух точек – на бесконечное множество траекторий перелета (рис. 3).

Для продолжительности перелета КА $t_{\text{пер}}$ из точки P в точку Q справедлива следующая зависимость: с возрастанием величины угла наклона скорости КА к местной горизонтальной плоскости происходит увеличение продолжительности перелета, с убыванием – уменьшение. При этом точкам пересечения гиперболы и окружности соответствуют векторы скорости, обеспечивающие перелет КА за минимальное и максимальное время.

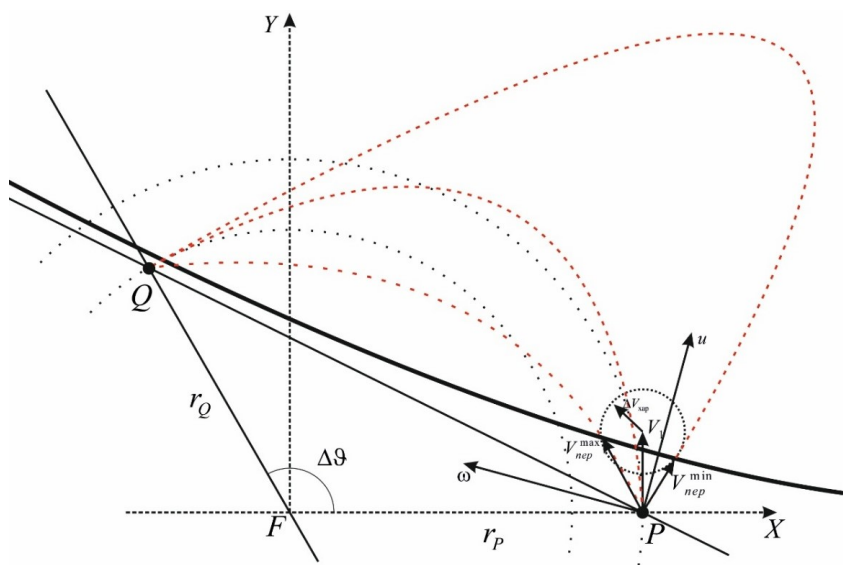


Рис. 2. Геометрическое место концов вектора начальной скорости, обеспечивающей перелет из точки P в точку Q (выделенная полужирным начертанием линия)

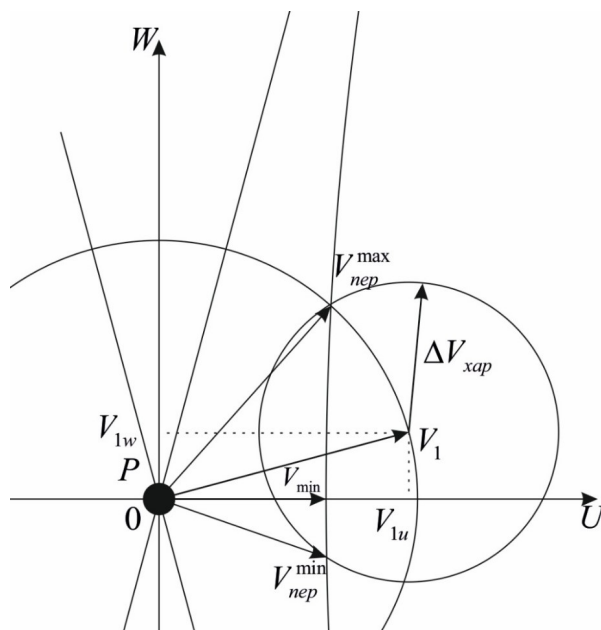


Рис. 3. Векторы скорости, обеспечивающей перелет КА из точки P в точку Q за минимальное и максимальное время (V_{min} – минимальная скорость, обеспечивающая перелет из P в Q , V_{1u} , V_{1w} – проекции вектора скорости КА на оси U и W соответственно)

В аналитическом виде задача определения точек пересечения гиперболы и окружности принимает вид системы уравнений:

$$\begin{cases} \frac{u^2}{V_{\min}^2} - \frac{w^2}{V_{\min}^2 \operatorname{ctg} \angle FPQ} = 1 \\ (u - V_{1u})^2 + (w - V_{1w})^2 = \Delta V_{\text{хар}}^2 \end{cases}, \quad (3)$$

где u, w – абсцисса и ордината точек пересечения годографа скорости и окружности в системе координат UOW , а V_{1u}, V_{1w} – абсцисса и ордината точки окончания вектора скорости КА V_1 .

В результате преобразования (3) получается уравнение четвертой степени относительно одного из параметров u или w , решая которое одним из существующих методов [14], возможно определить координаты концов векторов скорости $V_{\text{пер}}^{\min}$ и $V_{\text{пер}}^{\max}$.

Этап 3. Определение минимального и максимального времени перелета из точки P в точку Q при заданном расходе характеристической скорости $\Delta V_{\text{хар}}$.

Зная величину векторов скорости $V_{\text{пер}}^{\min}$ и $V_{\text{пер}}^{\max}$, возможно определить параметры перелетной орбиты:

– большую полуось $a_{\text{пер}}$:

$$a_{\text{пер}} = \left(\frac{2}{r_p} - \frac{V_{\text{пер}}^2}{\mu} \right)^{-1}, \quad (4)$$

где $V_{\text{пер}}$ – скорость КА на орбите перелета (при решении для определения минимального и максимального времени последовательно используют значения $V_{\text{пер}}^{\min}$ и $V_{\text{пер}}^{\max}$);

– эксцентриситет $e_{\text{пер}}$:

$$e_{\text{пер}} = \sqrt{1 - \frac{p_{\text{пер}}}{a_{\text{пер}}}}; \quad (5)$$

– фокальный параметр $p_{\text{пер}}$, определяемый решением системы уравнений:

$$\begin{cases} r_p = \frac{p_{\text{пер}}}{1 + e_{\text{пер}} \cos \vartheta_p} \\ r_Q = \frac{p_{\text{пер}}}{1 + e_{\text{пер}} \cos (\vartheta_p + \Delta \vartheta)} \end{cases}. \quad (6)$$

Решением (6) являются два корня квадратного уравнения [8]:

$$p_{1,2\text{пер}} = \frac{4(s - r_p)(s - r_Q)}{c^2} \cdot \left[\sqrt{\left(1 - \frac{s - c}{2a_{\text{пер}}}\right) \frac{s}{2}} \pm \sqrt{\left(1 - \frac{s}{2a_{\text{пер}}}\right) \left(\frac{s - c}{2}\right)} \right], \quad (7)$$

где c – расстояние между точками P и Q ; $s = (r_p + r_Q + c)/2$;

– истинную аномалию КА ϑ_p в точке P :

$$\vartheta_p = \arccos \left(\frac{\frac{a_{\text{пер}}(1 - e_{\text{пер}}^2)}{r_p} - 1}{e_{\text{пер}}} \right); \quad (8)$$

– истинную аномалию КА ϑ_Q в точке Q :

$$\vartheta_Q = \vartheta_p + \Delta \vartheta;$$

– эксцентрические аномалии КА E в точках P и Q :

$$\operatorname{tg} \frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1 - e}{1 + e}} \operatorname{tg} \frac{\vartheta}{2}. \quad (9)$$

Максимальное и минимальное время перелета $t_{\text{пер}}$ определяют из уравнения Кеплера:

$$t_{\text{пер}} = 2 \sqrt{\frac{a_{\text{пер}}^3}{\mu}} \cdot \left(\frac{E_Q - E_p}{2} - e \sin \frac{E_Q - E_p}{2} \cos \frac{E_Q + E_p}{2} \right). \quad (10)$$

Этап 4. Построение пространственно-временных областей достижимости сервисного космического аппарата.

Графики зависимости времени максимального и минимального времени перелета между точками P и Q ($r_p = r_Q$) от угла $\Delta \vartheta$ ($\Delta \vartheta \in (0, 2\pi)$) имеют вид, представленный на рис. 4. Совокупность указанных зависимостей позволяет получить пространственно-временные области достижимости КА, характеризующие его возможности по перелету в заданную точку пространства.

На рис. 5 представлены пространственно-временные области достижимости, полученные для различных значений запаса $\Delta V_{\text{хар}}$, отводимой на совершение маневра перелета (внешним соответствует больший запас, внутренним – меньший).

Движение ТКО по круговой орбите в простейшем случае можно охарактеризовать зависимостью времени от фазового угла, представленной в виде уравнения прямой с угловым коэффициентом $k = C/T$, где C – длина круговой орбиты, T – период обращения ТКО, и проходящей через точку $(\lambda_{\text{ТКО}}, 0)$, где $\lambda_{\text{ТКО}}$ – долгота подспутниковой точки ТКО.

Этап 5. Определение интервалов времени и фазовых углов, при которых возможно обслуживание ТКО.

При размещении СКА в точке начала координат плоскости ΘoT , а ТКО на соответствующих им угловых дальностях, пространственно-временные области достижимости КА приобретают вид, представленный на рис. 6 (пунктирными линиями показаны траектории движения ТКО).

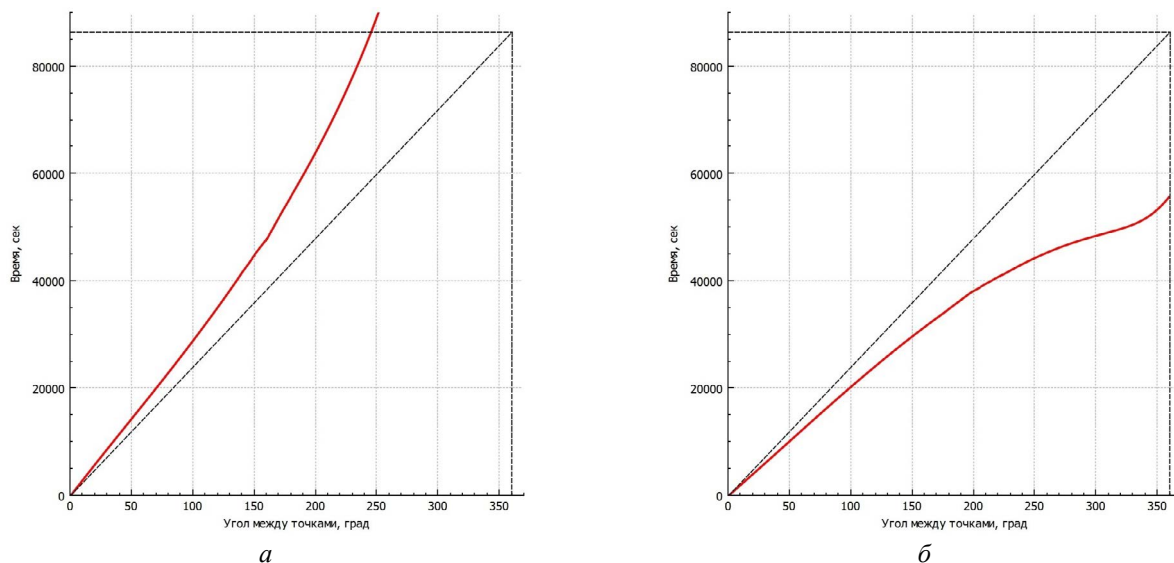


Рис. 4. График зависимости максимального (а) и минимального (б) времени перелета от угловой дальности

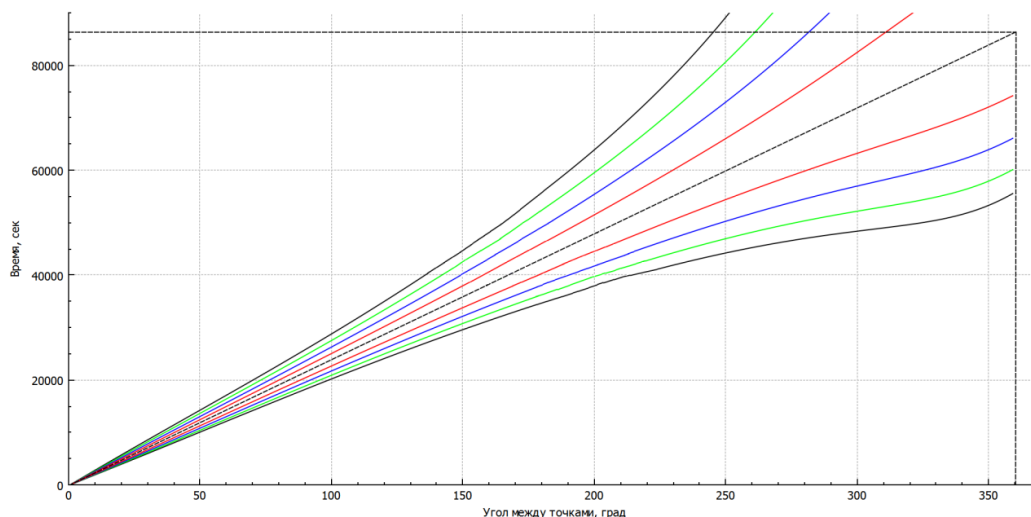


Рис. 5. Пространственно-временные области достижимости КА

Точки пересечения пунктирных линий с границами пространственно-временной области достижимости КА характеризуют участки, на которых возможно обслуживание ТКО, а их проекции на оси абсцисс и ординат позволяют определить интервалы времени и фазовых углов, при которых возможно обслуживание ТКО (верхняя и левая части рис. 6).

Появление участков, где обслуживание невозможно, а также их величина связаны исключительно с запасом характеристической скорости СКА и временем, отводимым на совершение маневра перелета. Так, при увеличении запаса характеристической скорости (при фиксированном времени перелета) будет происходить расширение областей достижимости и соответствующее уменьшение участков, где обслуживание невозможно (пример на рис. 5).

В нижней части рис. 6 показана проекция области достижимости КА, которая позволяет

оценить зону достижимости КА, характеризующую фазовым углом $\Delta\Theta_{СКА}$.

В случае необходимости оценивания возможностей СКА по обслуживанию ТКА на некомпланарных орбитах ($i_{СКА} \neq i_{ТКО}$) построение пространственно-временных областей происходит с учетом затрат характеристической скорости, необходимых на поворот плоскости орбиты (рис. 7, где осям X , Y и Z , обозначенными синим цветом, соответствуют долгота подспутниковой точки встречи СКА и ОО φ , наклонение орбиты ТКА i и время t , необходимое для совершения перелета из точки P в точку Q).

При этом расчет пространственно-временных областей достижимости КА происходит в той же последовательности, за исключением того, что:

1. Определение координат векторов скорости $V_{пер}^{min}$, $V_{пер}^{max}$ и соответствующих им величин (этап 2

выражение (3)), происходит в результате решения следующей системы уравнений:

$$\begin{cases} \frac{u^2}{V_{\min}^2} - \frac{w^2}{V_{\min}^2 \operatorname{ctg} \angle FPQ} = 1 \\ (u - V_{lu})^2 + (w - V_{lw})^2 = \left(\Delta V_{\text{хар}} - 2V_1 \sin \frac{i}{2} \right)^2 \end{cases}, \quad (11)$$

где V_1 – исходная скорость СКА на круговой орбите; i – угол поворота плоскости орбиты.

2. Этапы 2 и 3 выполняются итерационно до тех пор, пока соблюдается условие:

$$\Delta V_{\text{хар}} \geq 2V_1 \sin \frac{i}{2}. \quad (12)$$

3. Движение ТКО в данном случае характеризуется уравнением прямой в канонической форме:

$$\frac{x - x_0}{4} = \frac{y - y_0}{960} = z - z_0, \quad (13)$$

где x_0, y_0, z_0 – координаты положения ТКО в пространстве XYZ при размещении СКА в точке $(0, 0, 0)$.

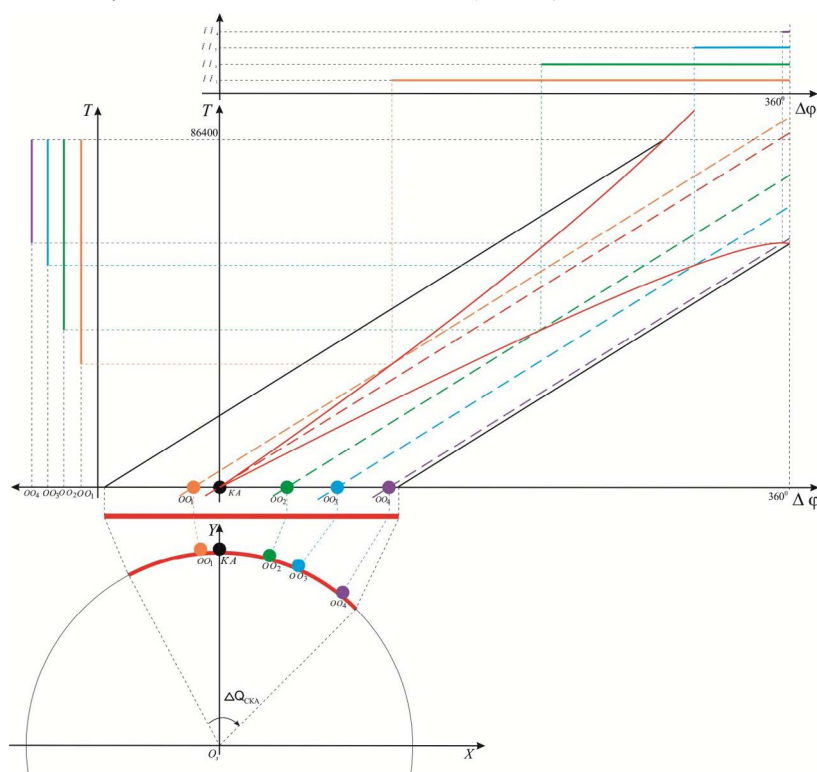


Рис. 6. Возможности СКА по обслуживанию ТКО

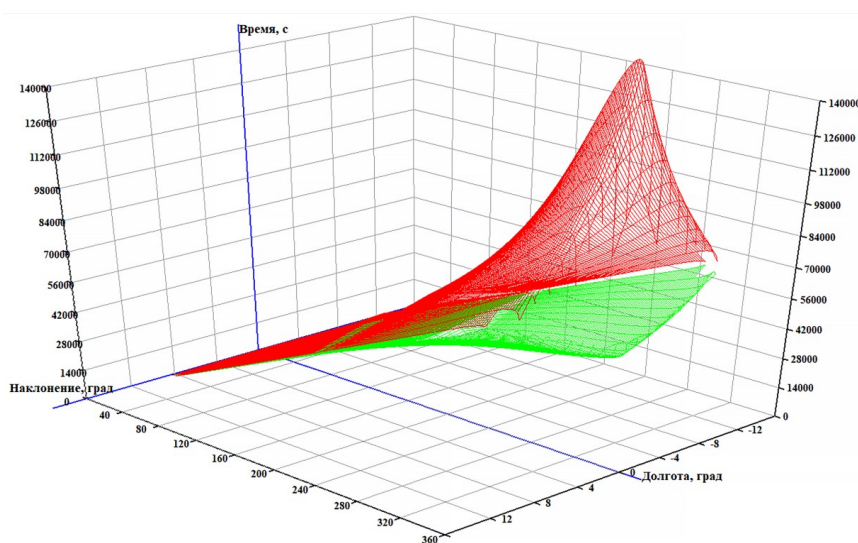


Рис. 7. Пространственно-временная область достижимости КА для случая перелета на некомпланарные орбиты

2. Пример реализации метода

В качестве примера рассмотрена ситуация, когда требуется оценить возможности геостационарного сервисного КА по осуществлению сближения с орбитальными объектами, расположенными на круговой орбите выше геостационарной на 200 км. В качестве исходных данных принимались следующие значения:

- долгота подспутниковой точки СКА №1 – $77,1221^\circ$ з.д., СКА №2 – $178,535^\circ$ з.д.;
- запас характеристической скорости СКА, отводимый на совершение маневра сближения – не более 600 м/с;

- время, отводимое на маневр сближения – не более 24 часов;

- долгота подспутниковых точек обслуживаемых орбитальных объектов: $ОО_1 - 103,224^\circ$ з.д., $ОО_2 - 66,7741^\circ$ з.д., $ОО_3 - 113,226^\circ$ в.д., $ОО_4 - 145,226^\circ$ з.д., $ОО_5 - 6,77405^\circ$ з.д.

Результаты расчета приведены в табл., где $\lambda_{СКА}$ – долгота подспутниковой точки СКА, $\lambda_{ОО}$ – долгота подспутниковой точки ОО, $t_{\min}$ – минимальное время обслуживания, $t_{\max}$ – максимальное время обслуживания, $\lambda_{\min}$ – минимальная долгота подспутниковой точки обслуживания, $\lambda_{\max}$ – максимальная долгота подспутниковой точки обслуживания.

Таблица

Оценка возможности осуществления сближения СКА
с требующими обслуживания ОО

№ СКА	$\lambda_{СКА}$, град	№ ОО	$\lambda_{ОО}$, град	Возможность обслуживания	$t_{\min}$, с	$\lambda_{\min}$, град	$t_{\max}$, с	$\lambda_{\max}$, град
1	–77,1221	1	–103,224	возможна	43325,4	103,878	86400,0	256,776
		2	–66,7741	возможна	26093,8	21,8779	86400,0	293,2259
		3	113,226	не возм.	–	–	–	–
		4	145,226	не возм.	–	–	–	–
		5	–6,77405	возможна	82177	195,878	86400	360
2	–178,535	1	–103,224	возможна	84815,5	100,465	86400	256,776
		2	–66,7741	не возм.	–	–	–	–
		3	113,226	возможна	59349,2	69,4654	86400	113,226
		4	145,226	возможна	49777,3	29,4654	86400	145,226
		5	–6,77405	не возм.	–	–	–	–

Приведенные в табл. значения характеризуют возможности СКА по осуществлению обслуживания ОО при заданном запасе характеристической скорости за время, не превышающее 24 часа. В случае увеличения продолжительности времени, отводимого на сближение, расчет областей достижимости производится для запаса характеристической скорости $\Delta V_{\text{хар}}^*$, равному отношению исходного запаса $\Delta V_{\text{хар}}$ к времени, отводимому на совершение маневра, переведенному в сутки и округленному до ближайшего наибольшего целого числа. Расчет результирующих границ пространственно-временной области достижимости осуществляется последовательным расчетом областей достижимости для значения $\Delta V_{\text{хар}}^*$ и построенных из точек, соответствующих максимальному отклонению линий, характеризующих зависимость минимального и максимального времени перелета (рис. 4).

Заключение

В общем случае оценивание возможностей СКА по обслуживанию ТКО начинается с расче-

та возможных траекторий сближения и сводится к интегрированию системы дифференциальных уравнений, описывающей движение искусственного спутника Земли. Точный расчет выполняется с применением ЭВМ и требует достаточно громоздких вычислений. В условиях дефицита времени и необходимости пересчета большого количества траекторий численные методы, ввиду своей трудоемкости и громоздкости, неприемлемы.

Предлагаемый метод позволяет на основе классической кеплеровской модели движения КА при заданном запасе характеристической скорости и времени, отводимом на маневр перелета, произвести оценивание возможностей КА по сближению с требующим обслуживания орбитальным объектом. Программная реализация может использоваться при баллистическом проектировании спутниковых систем обслуживания КА, а также в качестве основы программно-алгоритмического обеспечения автоматизированного комплекса управления полета КА сервисного обслуживания.

Список литературы

- [1] Space drone adaptable servicing spacecraft [Электронный ресурс]. URL: https://indico.esa.int/event/234/contributions/3749/attachments/3072/3776/2018_CSID_LinnBarnett_Spacedrone.pdf (дата обращения: 27.06.2020).
- [2] U.S. Space sues Orbital ATK over ViviSat venture [Электронный ресурс]. URL: <https://spacenews.com/u-s-space-sues-orbital-atk-over-vivisat-venture> (дата обращения: 27.06.2020).
- [3] What Is NASA's Asteroid Redirect Mission [Электронный ресурс]. URL: <https://www.nasa.gov/content/what-is-nasa-s-asteroid-redirect-mission> (дата обращения: 27.06.2020).
- [4] Кирилов В. А., Богатеев И. Р., Тарлецкий И. С., Баландина Т. Н., Баландина Е. А. Анализ концепций очистки околоземного космического пространства // Сибирский журнал науки и технологий. 2017. Т. 18. № 2. С. 343–351.
- [5] MEV-1 (Mission Extension Vehicle-1) [Электронный ресурс]. URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/m/mev-1> (дата обращения: 19.05.2020).
- [6] MEV-1 успешно передвинул другой спутник на новую орбиту [Электронный ресурс]. URL: <https://nplus1.ru/news/2020/04/17/mev-1-success> (дата обращения: 19.05.2020).
- [7] Баранов А. А., Разумный В. Ю. Планирование обслуживания разнородных спутниковых систем // Вестник РУДН. Серия: Инженерные исследования. 2016. № 4. С. 16–26.
- [8] Бердышев Ю. И. Качественный анализ областей достижимости // Космические исследования. 1996. Т. 34. № 2. С. 141–144.
- [9] Бэттин Р. Наведение в космосе. М. : Машиностроение, 1966. 406 с.
- [10] Горбулин В. И. Оптимизация развертывания космических систем : монография. СПб. : ВКА имени А. Ф. Можайского, 2003. 102 с.
- [11] Охочимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г. Основы механики космического полета. М. : Наука, 1990. 448 с.
- [12] Мирер С. А. Механика космического полета. Орбитальное движение. М. : Резолит, 2007. 270 с.
- [13] Бурдаев М. Н. Теория годографов в механике космического полета. М. : Машиностроение, 1975. 152 с.
- [14] Корн Г., Корн Т. Справочник по математике для научных работников и инженеров. М. : Наука, 2003. 832 с.
- [15] Бердышев Ю. И. Нелинейные задачи последовательного управления и их приложение : монография. Екатеринбург : УрО РАН, 2015. 193 с.
- [16] Старостин Б. А. Методы и алгоритмы построения множества реализуемых перехватов опасных космических объектов : дисс. ... канд. техн. наук: 05.13.18. Казань, 2007. 172 с.
- [17] Аверкиев Н. Ф., Власов С. А., Богачев С. А., Жаткин А. Т., Кульвиц А. В. Баллистические основы проектирования ракет-носителей и спутниковых систем. СПб. : ВКА имени А. Ф. Можайского, 2017. 302 с.
- [18] Телегин О. А. Области достижимости летательных аппаратов : учеб. пособие. СПб. : БГТУ, 2013. 141 с.

METHOD OF GRAPHOANALYTICAL FINDING BORDERS SPACE-TIME AREAS OF REACHABILITY SERVICE SPACECRAFT MAN-MADE SPACE OBJECTS IN GEOSTATIONARY ORBIT

A. N. Gluzdov, P. V. Gorbulin, E. V. Kotyashov, O. L. Kuvaev

Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation

At the present time at various stages of creation and development there are several projects of service spacecraft. One of the tasks of which is to service orbital objects as soon as possible. During the planning maintenance is needed to perform a large amount of calculations associated with the choice of a rational flight scheme. To reduce the amount of computation, an approach is needed that provides a search for the set of realized flight paths. One of such approaches is the method for determining the boundaries of the spatiotemporal reachability regions, which allows one to evaluate the a priori capabilities of service spacecraft for servicing orbital objects located in circular orbits. To construct spatiotemporal reachable regions, the mathematical apparatus of the hodograph theory is used, which allows, sequentially, based on the analytical solution of the optimization problem of a two-pulse flight, to determine the minimum and maximum duration of the spacecraft's movement, which is understood as the time required for the flight from the point of maneuvering to the meeting point with the serviced an orbital object under the condition of the application of one velocity impulse. A graphical com-

parison of the trajectories of the serviced orbital objects and spatiotemporal reachable areas of the service spacecraft makes it possible to determine the potential for service, as well as the time intervals and phase angles at which such service is possible. The proposed methodological apparatus can be used to find a solution providing an initial approximation for the subsequent accurate calculation of the trajectory of motion by numerical methods, as constructing a control program for the spacecraft.

Keywords: spacecraft, geostationary orbit, space-time reachability regions of the spacecraft, hodograph theory, optimization problem of a two-pulse flight.

References

- [1] Space drone adaptable servicing spacecraft. Available at: https://indico.esa.int/event/234/contributions/3749/attachments/3072/3776/2018_CSID_LinnBarnett_Spacedrone.pdf (accessed 27.06.2020).
- [2] U.S. Space sues Orbital ATK over ViviSat venture. Available at: <https://spacenews.com/u-s-space-sues-orbital-atk-over-vivisat-venture> (accessed 27.06.2020).
- [3] What Is NASA's Asteroid Redirect Mission. Available at: <https://www.nasa.gov/content/what-is-nasa-s-asteroid-redirect-mission> (accessed 27.06.2020).
- [4] Kirilov V. A., Bogeteev I. R., Tarlecki I. S., Balandina T. N., Balan-dina E. A. *Analiz koncepcij ochistki okolozemnogo kosmicheskogo prostranstva* [Analysis of near-Earth space cleaning concepts] // *Siberian Journal of Science and Technology*, 2017, vol. 18, no. 2, pp. 343–351. (In Russian)
- [5] MEV-1 (Mission Extension Vehicle-1). Available at: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/m/mev-1> (accessed 19.05.2020).
- [6] *MEV-1 uspešno peredvinul drugoj sputnik na novuyu orbitu* [MEV-1 successfully moved another satellite into a new orbit]. Available at: <https://nplus1.ru/news/2020/04/17/mev-1-success> (accessed 19.05.2020). (In Russian)
- [7] Baranov A. A., Razoumny V. Yu. *Planirovanie obsluzhivaniya raznorodnyh sputnikovyh sistem* [Planing for on-orbit servicing of various satellite systems] // *Bulletin of Russian Peoples' Friendship University. Series Engineering Researches*, 2016, no. 4, pp.16–26. (In Russian)
- [8] Berdishev Yu. I. *Kachestvennyy analiz oblastej dostizhimosti* [Qualitative analysis of reachability areas] // *Space exploration*, 1996, vol. 34, no. 2, pp. 141–144. (In Russian)
- [9] Bettin R. *Navedenie v kosmose* [Guidance in space]. Moscow, Engineering, 1966, 406 p. (In Russian)
- [10] Gorbunin V. I. *Optimizaciya razvertyvaniya kosmicheskikh sistem* [Space deployment optimization]. St.-Petersburg, Military Space Academy, 2003, 102 p. (In Russian)
- [11] Ohocimskiy D. E., Siharulidze U. G. *Osnovy mekhaniki kosmicheskogo poleta* [Fundamentals of Space Flight Mechanics]. Moscow, Science, 1990. 448 p. (In Russian)
- [12] Mirer S. A. *Mekhanika kosmicheskogo polyota. Orbital'noe dvizhenie* [Space flight mechanic. Orbital motion]. Moscow, Rezolit, 2007, 270 p. (In Russian)
- [13] Burdaev M. N. *Teoriya godografov v mekhanike kosmicheskogo poleta* [Hodograph theory in space flight mechanics]. Moscow, Engineering, 1975. 152 p. (In Russian)
- [14] Korn G., Korn T. *Spravochnik po matematike dlya nauchnykh rabotnikov i inzhenerov* [Math reference book for scientists and engineers]. Moscow, Science, 2003. 832 p. (In Russian)
- [15] Berdyshev Yu. I. *Nelinejnye zadachi posledovatel'nogo upravleniya i ih prilozhenie* [Nonlinear problems of sequential control and their application]. Yekaterinburg, Ural Branch of RAS, 2015, 193 p. (In Russian)
- [16] Starostin B. A. *Methods and algorithms for constructing the set of interceptions of dangerous space objects* : Cand. Diss. Kazan, 2007, 172 p.
- [17] Averkiev N. F., Vlasov S. A., Bogachev S. A., Atkin A. T., Kulvic A. B. *Ballisticheskie osnovy proektirovaniya raket-nositelej i sputnikovyh sistem* [Ballistic basics of designing launch vehicles and satellite systems]. St.-Petersburg, Military Space Academy, 2017, 302 p. (In Russian)
- [18] Telegin O. A. *Oblasti dostizhimosti letatel'nykh apparatov* [Attainability domain of aircraft]. St.-Petersburg, BG TU, 2013, 141 p. (In Russian)

Сведения об авторах

Глуздов Алексей Николаевич – начальник отдела войсковой части 67405. Окончил Военно-космическую академию им. А. Ф. Можайского в 2003 году. Область научных интересов: теория принятия решений, автоматизированные системы обработки информации и управления.

Горбулин Павел Владимирович – младший научный сотрудник военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии им. А. Ф. Можайского. Окончил Санкт-Петербургский государственный политехнический университет в 2008 году. Область научных интересов: космическая техника, системный анализ.

Котяшов Евгений Валериевич – кандидат технических наук, докторант Военно-космической академии им. А. Ф. Можайского. Окончил Военно-космическую академию им. А. Ф. Можайского в 1999 году. Область научных интересов: системный анализ, кибернетика, теория принятия решений.

Куваев Олег Леонидович – кандидат технических наук, начальник лаборатории военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии им. А. Ф. Можайского. Окончил Военно-космическую академию им. А. Ф. Можайского в 2008 году. Область научных интересов: модели и методы исследования операций, планирование применения сложных организационно-технических систем.

СОЗДАНИЕ ГЕТЕРОГЕННОЙ ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ КОМАНДНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

**О. С. Исаева✉, Л. Ф. Ноженкова, А. В. Мишуров,
А. Н. Камышников, В. В. Евстратько, А. В. Черниговский**
*Институт вычислительного моделирования СО РАН, ФИЦ КНЦ СО РАН,
г. Красноярск, Российская Федерация*

В статье представлены программные инструменты, предназначенные для построения гетерогенных моделей путем программной интеграции логических моделей, методы работы которых заданы в базах знаний и инженерных моделей, созданных в среде технического моделирования. Для построения логических моделей используется разработанное авторами программное обеспечение «Программно-математическая модель бортовой аппаратуры командно-измерительной системы». Инженерные модели строятся в среде графического программирования LabVIEW. Описаны функции разработанного программного обеспечения для создания графических схем моделей, разработки структур данных и пакетов телеметрической информации, формирования базы команд и задания методов работы элементов модели в правилах баз знаний. Построен пример гетерогенной модели, имитирующей логику функционирования бортовой аппаратуры командно-измерительной системы космического аппарата, который включает библиотеку виртуальных приборов для моделирования приемо-передающего тракта и базу знаний с правилами взаимодействия бортовых систем при приеме, передаче, отработке и квитировании команд. Приведенный пример демонстрирует точки интеграции логических имитаторов и виртуальных приборов. Модель позволяет выполнять оценку параметров приемо-передающего тракта и влияния дестабилизирующих факторов на обеспечение качества линии связи, имитировать формирование и преобразование сигнала, поступающего от источника информации – наземного сегмента – в бортовую аппаратуру, и при обеспечении необходимого уровня сигнала моделировать логическое взаимодействие систем. Каждый элемент модели может быть изменен и переработан специалистом предметной области в зависимости от специфики решаемых задач.

Ключевые слова: бортовая аппаратура, командно-измерительная система, космический аппарат, имитационное моделирование, виртуальный прибор, база знаний.

Введение

В сфере космического приборостроения разрабатываются и успешно внедряются технологии, обеспечивающие имитационное моделирование сложных технических комплексов и систем для

поддержки жизненного цикла производства высокотехнологичного оборудования [1; 2]. Научные исследования включают два актуальных направления: построение или модификацию существующих имитационных моделей и создание сред имитационного моделирования, универсальных или адаптированных под заданную предметную область. Выбор среды моделирования определяется многими факторами [3]. Так универсальность и широта возможностей одних систем влечет сложность их адаптации к конкретной предметной области, а специализированность других хоть и обеспечивает простоту освоения и применения, но ограничивает специалистов в круге решаемых задач. Достичь компромисса между универсаль-

✉ isaeva@icm.krasn.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2020

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ и Правительства Красноярского края в рамках научного проекта № 18-47-242007 «Технология интеллектуальной поддержки конструирования бортовых систем космического аппарата на основе гетерогенных имитационных моделей».

ностью и применимостью позволяют методы, обеспечивающие интеграцию различных реализаций моделей в рамках единой предметно-ориентированной среды моделирования. Технологии интеграции моделей, их переносимости и совместного использования получили широкое применение для задач проектирования и технического конструирования. Интеграция моделей, разрабатываемых распределенными группами специалистов, позволяет создавать комплексные гетерогенные системы, включающие знания о функциональных и технических характеристиках исследуемых объектов [4]. Применение моделей снижает проектные риски, сокращает время, требуемое на формирование решений и согласование параметров разрабатываемых систем, а также способствует автоматизации подготовки и проведения испытаний оборудования [5].

Целью данной работы является создание подхода и программных инструментов, позволяющих интегрировать и совместно использовать имитационные модели, в основе которых лежат базы знаний, описывающие логику взаимодействия исследуемых устройств, и модели, построенные в универсальной среде технического моделирования и позволяющие имитировать протекающие в них физические процессы.

Для демонстрации предложенного подхода построена гетерогенная имитационная модель функционирования бортовой аппаратуры командно-измерительной системы (КИС) космического аппарата, позволяющая формировать правила взаимодействия бортовых систем, описывать логику отработки и квитирования команд, имитировать формирование и преобразование сигнала, поступающего от источника информации – наземной станции КИС – в бортовую аппаратуру КИС. Командно-измерительная система – радиотехническое средство наземного автоматизированного комплекса управления в совокупности с бортовой аппаратурой космического аппарата, предназначенное для измерения параметров движения космических аппаратов, приема и передачи различных видов информации, формирования и передачи на космические аппараты команд и программ управления, стандартных частот и сигналов времени для синхронизации работы бортового комплекса управления [6].

В качестве предметно-ориентированной среды применяется программное обеспечение «Программно-математическая модель бортовой аппаратуры командно-измерительной системы» (ПММ БА КИС) [7], разработанное в Институте вычислительного моделирования СО РАН. Программное обеспечение в своем составе имеет развитые инструменты графического моделирования, формирования структур команд и телеметрической информации, построения баз знаний,

проведения имитационных экспериментов, формирования сценариев подготовки и проведения испытаний оборудования посредством контрольно-проверочной аппаратуры [8] и др. Структуры данных и методы работы модели реализованы на основании технической документации, полученной в рамках проекта по созданию высокотехнологичного производства современной бортовой аппаратуры командно-измерительной системы в стандартах, основанных на рекомендациях международного консультационного комитета по космическим системам данных (CCSDS), для использования на негерметичных космических аппаратах [9] и стандартов ESA – PSS-04-107 [10] для телекоманд и PSS-04-106 [11] для телеметрии. Инженерные модели радиотехнических систем реализованы в среде графического программирования LabVIEW [12].

1. Программные инструменты логического моделирования

Программное обеспечение ПММ БА КИС представляет собой графическую среду для анализа информационного уровня функционирования бортовой аппаратуры (рис. 1). Разрабатывая программные инструменты, авторы постарались не только учесть специфику решаемых задач предметной области, но и обеспечить конструктора бортовой аппаратуры удобными высокоуровневыми средствами визуального моделирования, не требующими дополнительного освоения или адаптации.

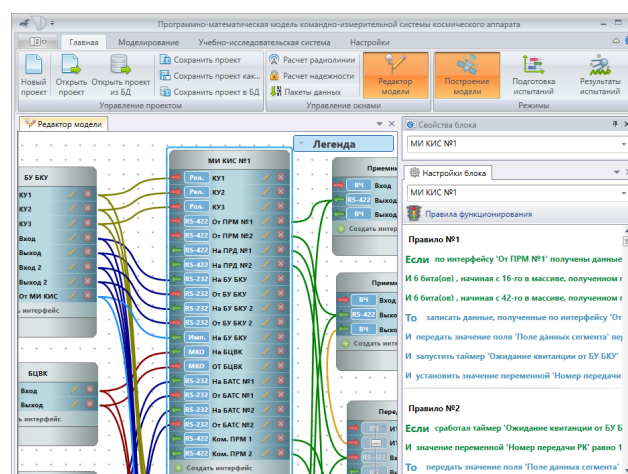


Рис. 1. Программное обеспечение ПММ БА КИС

Построение модели заключается в визуальном размещении и настройке конфигурации элементов модели, представляющих аппаратную часть бортовых систем, задании коммутационных интерфейсов, связей и параметров моделируемого оборудования, участвующих в информационном взаимодействии, формировании команд и струк-

тур телеметрической информации. В состав программных инструментов входят редакторы пакетов данных (рис. 2) и правил базы знаний (рис. 3).

Редактор пакетов данных позволяет создавать команды по образцу, загружать их из внешних файлов, формировать пакеты, используя значения по умолчанию и пр. Полученные в результате базы команд применяются для моделирования и проведения испытаний.

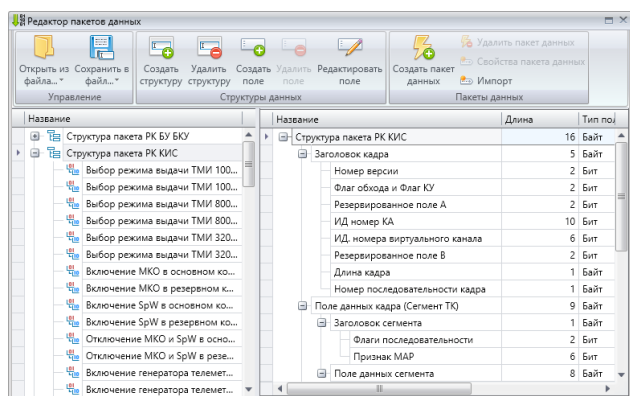


Рис. 2. Редактор пакетов данных

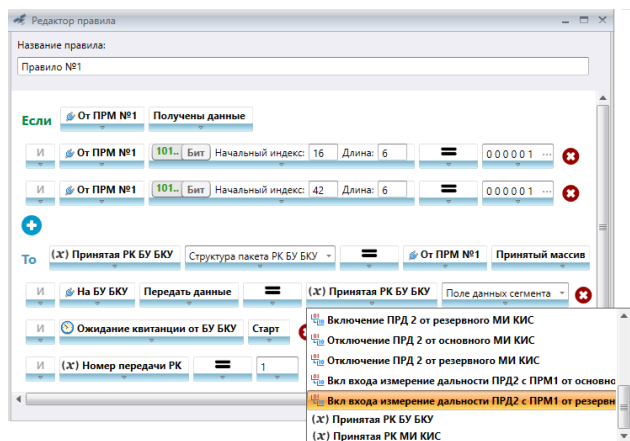


Рис. 3. Редактор правила базы знаний

Редактор правила базы знаний позволяет создавать методы работы имитационной модели в виде правил (condition-action rules [13]), которые представляют собой конструкции вида: «Если Условие то Действие». Условия описывают состояния элементов модели, действия изменяют эти состояния. Применение правил для задания методов работы моделей позволяет обмениваться знаниями между группами специалистов, имеющих большой опыт в различных аспектах решаемых задач [14].

В представленном примере имитационная модель описывает информационное взаимодействие командно-измерительной системы (на логическом уровне) с сопряженными устройствами и окружением. Созданы правила получения, квитирования и выполнения команд командно-измерительной системой (РККИС), команд бортового

управления бортового комплекса управления (РКБУ БКУ), правила формирования и передачи пакетов телеметрической информации бортовым цифровым вычислительным комплексом, а также правила получения и анализа телеметрии в имитаторе наземного сегмента [15]. Специалист предметной области может задавать различные последовательности команд и изменять правила их контроля, получая тем самым знания, необходимые для подготовки испытаний.

Для имитационного моделирования реализован классический алгоритм логического вывода, дополненный возможностью выполнения правил по таймерам, позволяющим задавать периодическое выполнение действий (например, формирование телеметрии). На каждом шаге моделирования выбираются действия, определяемые набором правил, применимых к текущему состоянию модели. Выполнение действий изменяет состояние модели в зависимости от принятых пакетов данных, активизирует таймеры или вызывает процесс передачи пакетов через заданный в модели интерфейс. Проведение имитационных экспериментов позволяет наглядно представить методы функционирования бортовой аппаратуры. Функции служат основой для программных имитаторов, формирующих ответы от бортовой аппаратуры при автономных испытаниях.

Для расширения функций программного обеспечения предложено включить в состав программных инструментов модели, созданные в среде технического моделирования LabVIEW. Проблема в данном случае заключалась в разработке самих моделей и их интеграции с моделями, реализованными в собственном программном обеспечении и использующими для своей работы базы знаний. В данной статье авторы предполагают, что специалист предметной области сможет самостоятельно создавать инженерные модели в популярной среде технического моделирования и представляют программный инструмент для включения таких моделей в предметно-ориентированное программное обеспечение ПММ БА КИС, позволяющее моделировать логику взаимодействия бортовых систем. Далее данный подход продемонстрирован на примере моделирования прямо-передающего тракта. Разработка детальных моделей выполняется специалистом предметной области и не является ключевой задачей представленного исследования.

2. Примеры инженерных моделей прямо-передающего тракта командно-измерительной системы

Моделирование прямо-передающего тракта [16], включающего устройства и среду переда-

чи данных, выполнено в виде виртуальных приборов. Структура модели приведена на рис. 4.

Модель показывает работу основных узлов прямо-передающих устройств: смесителя, гетеродина, усилителя мощности, входного и выходного фильтров. Модель выполняет имитацию следующих процессов: генерацию сигнала; усиление и ослабление сигнала; формирование смеси сигнал-шум; полосовую фильтрацию (фильтры Баттерворта, Бесселя, Чебышева с изменяемым порядком); внесение нелинейных искажений в сигнал (экспоненциальная, квадратурная рабочая характеристика и жесткое ограничение сигнала); отображение созвездия и спектра сигнала. Результатом моделирования являются параметры: BER (Bit Error Rate) – вероятность появления ошибок при прохождении сигнала и MER (Modulation Error Ratio) – величина отклонения полученной

модуляции от переданной, которые применяются для оценки работоспособности различных конфигураций приемника и передатчика. Модель учитывает влияние собственных шумов, расстройки гетеродина, нелинейных искажений усилителя, полосы пропускания, характеристик атмосферы и проч. на обеспечение качества линии связи [17; 18].

Разработана библиотека виртуальных приборов и выполнена их интеграция с логическими моделями в программном обеспечении ПММ БА КИС, результатом которой является гетерогенная модель. Объединение моделей потребовало существенной доработки программного обеспечения ПММ БА КИС, поскольку реализация моделей выполнена в разных средах программирования, в их основе лежат разные принципы моделирования и существенно разные методы работы с данными, событиями, памятью и проч.

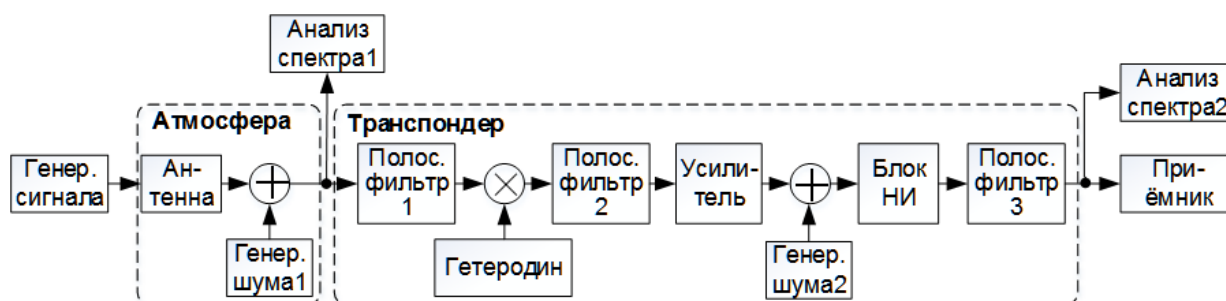


Рис. 4. Структура модели прямо-передающего тракта

3. Программные инструменты интеграции моделей

Для создания программных инструментов интеграции моделей выполнена следующая последовательность действий: выделены точки соединения моделей; разработана схема интеграции; сформировано семантическое описание элементов модели в программном обеспечении ПММ БА КИС (созданы структуры данных, команды и параметры); реализованы логические модели; созданы виртуальные приборы в качестве примера инженерных моделей; выполнена интеграция

параметров моделей; созданы правила базы знаний для описаний реакций модели на изменение параметров. Фрагмент схемы интеграции логических моделей и виртуальных приборов показан на рис. 5.

Гетерогенная модель выполняет имитацию формирования и преобразования сигнала, поступающего в бортовые системы космического аппарата. Модель имитирует заданный уровень помехоустойчивости линии передачи данных и при различных режимах работы оборудования. Выходными параметрами виртуальных приборов являются: вероятность появления ошибок – BER и величина

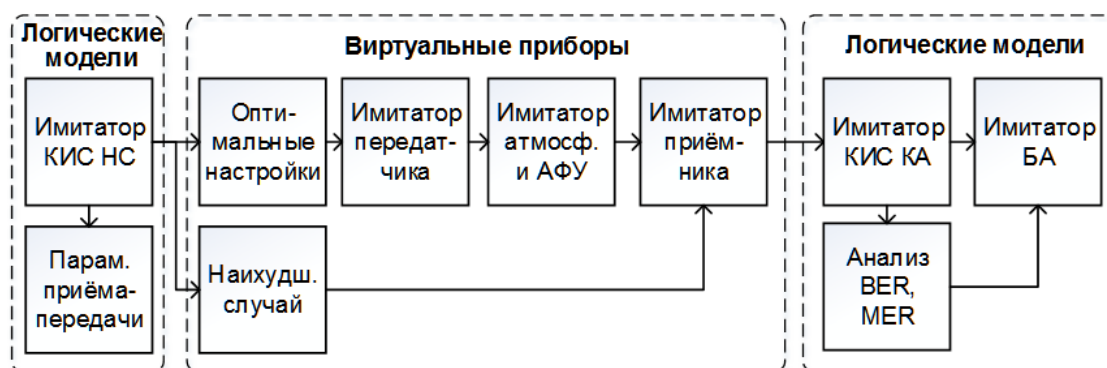


Рис. 5. Фрагмент схемы интеграции моделей

отклонения модуляции – MER. Полученные параметры передаются в логические модели и управление моделированием переходит от виртуальных приборов к базам знаний. Построенная схема интеграции моделей реализована в программном обеспечении ПММ БА КИС.

Рассмотрим подробнее пошаговый алгоритм работы пользователя – специалиста предметной области по построению и применению гетерогенной модели:

1) Для модели построена графическая схема, включающая взаимодействующие элементы бортовой аппаратуры и наземного сегмента КИС, определены коммутационные интерфейсы и пути информационного обмена. В графической структуре прямо-передающие устройства, реализованные виртуальными приборами, представлены крупными блоками без детализации на отдельные подсистемы (рис. 6). Необходимая детализация устройств выполнена в библиотеке виртуальных приборов. В ее состав входят модуляторы/демодуляторы, кодеры/декодеры, источники шума, генераторы и смесители, позволяющие произвести кодирование и модуляцию сигнала, внесение в него искажений и затуханий, а также демодуляцию и декодирование. В рассматриваемом примере для графической модели дополнительная детализация не требуется, пользователь при необходимости может расширять модель, используя удобные визуальные инструменты ПММ БА КИС.

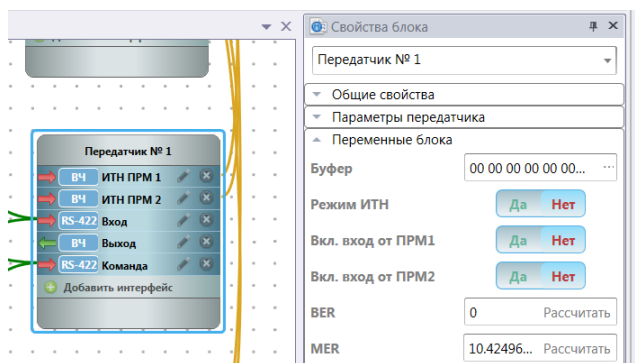


Рис. 6. Элемент графической модели

2) Для каждого логического элемента заданы правила в базе знаний, описывающие методы его работы. Создано подключение библиотеки виртуальных приборов к графическим блокам прямо-передающих устройств. Пользователь может изменять правила работы модели, используя редактор правила, дополнять базу команд, настраивать структуру телеметрического кадра, дорабатывать, детализировать или заменять виртуальные приборы.

3) Моделирование начинается после ввода пользователем необходимых характеристик оборудования и параметров влияния атмосферы. Окно для ввода данных показано на рис. 7.

Рис. 7. Параметры для моделирования передатчика

4) Программное обеспечение ПММ БА КИС передает параметры в библиотеку виртуальных приборов, где вызываются методы формирования оптимальных настроек и определяются отклонения величин от их номинальных значений с целью получения настроек для наихудшего случая (например, отклонение несущей частоты с учетом заданной кратковременной частотной нестабильности или выбор минимально допустимой мощности сигнала из заданного в спецификации диапазона значений).

5) Виртуальные приборы настраиваются на основании полученных от пользователя и рассчитанных данных. По завершению настроек процесс моделирования прохождения сигнала запускается автоматически, по результатам моделирования производится анализ вероятности появления ошибок BER и величины отклонения модуляции MER.

6) Выполняется графическая визуализация результатов моделирования. Пример констелляционной диаграммы и спектра сигнала, прошедшего все блоки имитационной модели показан на рис. 8. В данном примере: увеличение мощности шумов в имитаторе атмосферы с -20 dBm до -60 dBm приводит к уменьшению значения MER на приемной стороне с 33 дБ до 28 дБ; увеличение мощности собственных шумов в имитаторе атмосферы не приводит к срыву приема, поскольку значение BER равно 0 (битовых ошибок при приеме не зафиксировано); увеличение затухания в имитаторе атмосферы с -60 dBm до -80 dBm приводит к уменьшению значения MER на приемной стороне с 33 дБ до $-2,4$ дБ, что влечет за собой срыв приема сигнала, при этом значение BER становится равным 1 (величина битовых ошибок при приеме 100 %).

7) Полученные в результате моделирования параметры передаются в логическую модель, управление моделированием переходит к базам знаний. Созданы правила анализа параметров прямо-передающего тракта. В случае, если значения BER и MER находятся в допустимом диапазоне, в правилах принимается решение о передаче сигнала.

ла на имитаторы бортовых систем, в противном случае формируется сообщение о потере сигнала.

8) Имитаторы бортовых систем моделируют логику информационного взаимодействия и используют цифровое представление получаемых моделью данных. Моделируется передача и обработка пакетов команд, квитирование, формирование и передача телеметрической информации, контроль ответов бортовых систем на поступающие команды.

Моделирование сводится к выполнению логического вывода по базе знаний: выбираются правила, применимые к текущему состоянию модели, выполняются действия, имитируются процессы формирования и передачи пакетов данных, визуализируется отработка команд, отображаются параметры телеметрической информации и критерии контроля.

Заключение

Представленный в работе подход и программные инструменты предназначены для поддержки конструирования командно-измерительных систем космических аппаратов. Создание примера гетерогенной модели показало актуальность и применимость подхода к интеграции различных реализаций моделей в рамках единого проблемно-ориентированного программного обеспечения. Выполнено объединение инженерных моделей, созданных в среде технического моделирования и логических моделей, функции которых заданы в базах знаний в оригинальном программном обеспечении ПММ БА КИС. Гетерогенная модель может применяться для анализа и верификации конструкторских решений на этапах проектирования бортовой аппаратуры и являться основой аналитических методов поддержки испытаний. Модель позволяет исследовать границы приема сигнала, выполнять оценки влияния шумов, атмосферы и возникновения искажений при передаче данных, определять оптимальные параметры конфигурации приемопередающего тракта и допустимые отклонения от оптимальных значений. Логическая составляющая модели содержит широкий набор команд, параметров телеметрии и правил, описывающих различные задачи функционирования и имитации командно-программного взаимодействия бортовой аппаратуры космического аппарата.

Дальнейшее развитие предложенного подхода заключается в повышении универсальности программных инструментов интеграции и расширении типов используемых моделей.

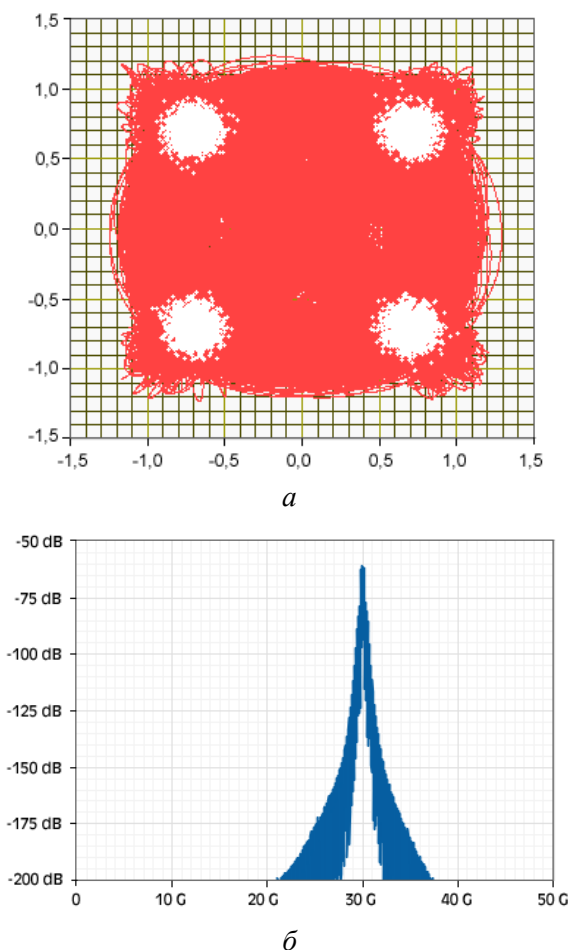


Рис. 8. Графические результаты моделирования:
а) констелляционная диаграмма сигнала,
б) спектр сигнала

Список литературы

- [1] Eickhoff J. Simulating Spacecraft System. Berlin : Springer, 2009. 376 p.
- [2] System engineering general requirements. ECSS-E-ST-10-03C. Noordwijk : ESA Requirements and Standards Division, 2012. 100 p.
- [3] Девятков В. В. Методология и технология имитационных исследований сложных систем: современное состояние и перспективы развития : монография. М. : ИНФРА-М, 2013. 448 с.
- [4] Strzepek A., Esteve F., Salas S., Millet B., Darnes H. A training, operations and maintenance simulator made to serve the MERLIN mission // Proceedings of the 14th International Conference on Space Operations. NY, American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2016. pp. 1736–1746.
- [5] Stanley G. M. Experiences using knowledge-based reasoning in online control systems // Symposium on computer aided design in control systems. Swansea, UK. 1991. pp. 11–19.
- [6] ГОСТ Р 53802-2010 «Системы и комплексы космические. Термины и определения». М. : Стандартинформ, 2011.

- [7] Ноженкова Л. Ф., Исаева О. С., Грузенко Е. А. Программно-математическая модель бортовой аппаратуры командно-измерительной системы // Исследования наукограда. № 4 (14). 2015. С. 50–59.
- [8] Панько С. П., Мишуrow А. В. Пути оптимизации при проектировании контрольно-проверочной аппаратуры сложных радиотехнических систем // Исследования наукограда. № 4 (14). 2015. С. 33–35.
- [9] Техническое задание на выполнение НИОКТР «Создание высокотехнологичного производства современной бортовой аппаратуры командно-измерительной системы в стандартах, основанных на рекомендациях международного консультационного комитета по космическим системам данных (CCSDS), для использования на негерметичных космических аппаратах». ТЗ 220-2746-13 [Электронный ресурс]. URL: <https://4science.ru/project/02-G25-31-0041> (дата обращения: 05.08.2020).
- [10] Packet Telecommand Standard ESA PSS-04-107. Issue 2: European space agency (ESA), 1992, P. 166.
- [11] Packet Telemetry Standard ESA PSS-04-106. Issue 1: European space agency (ESA), 1988, P. 73.
- [12] LabVIEW function and VI reference manual. Texas, National Instruments Corporation, 2003. 349 p.
- [13] Russel S., Norvig P. Artificial Intelligence: A Modern Approach // 3rd Edition. Prentice Hall. 2010. 1152 p.
- [14] Hernandez J. A., Peters T. J. Intelligent decision support for assembly system design // The 3rd conference on innovative applications of artificial intelligence. California, The AAAI Press. 1991. pp. 135–156.
- [15] Ноженкова Л. Ф., Исаева О. С., Евсюков А. А. Инструменты компьютерного моделирования функционирования бортовой аппаратуры космических систем // Труды СПИИРАН. 2018. Вып. 56. С. 144–168. doi: 10.15622/sp.56.7.
- [16] Isaeva O. S., Koldyrev A. Yu., Chernigovskiy A. S., Mishurov A. V., Kamyshnikov A. N., Evstratko V. V. Automated support for spacecraft onboard equipment design on the basis of a heterogeneous model // Journal of Physics: Conference Series, vol. 1353, no. 1, 2019, pp. 012011, doi:10.1088/1742-6596/1353/1/012011.
- [17] Жгун А. В., Голубятников М. А., Мишуrow А. В. Программно-аппаратный комплекс разработки и отладки методов формирования перспективных сигналов систем спутниковой связи // XV Международная конференция студентов, аспирантов и молодых ученых. Красноярск : СФУ, 2019. С. 1889–1892.
- [18] Gorchakovskiy A., Evstratko V., Kamyshnikov A., Panko S., Sukhotin V., Mishurov A. Automatic equipment for testing of complex multiparametric intelligent devices // 2017 International Siberian Conference on Control and Communications, SIBCON 2017.

CREATION OF THE SPACECRAFT'S COMMAND-AND-MEASUREMENT SYSTEM'S HETEROGENEOUS SIMULATION MODEL

**O. S. Isaeva, L. F. Nozhenkova, A. V. Mishurov,
A. N. Kamyshnikov, V. V. Evstratko, A. S. Chernigovskiy**
*Institute of Computational Modeling SB RAS, FRC KSC SB RAS,
Krasnoyarsk, Russian Federation*

This article presents software tools designed for construction of heterogeneous models by software integration of logical models having their work methods set in the knowledge bases and engineering models created in a technical simulation environment. In order to build logical models we use our software «Software-and-mathematical model of the command-and-measurement system's onboard equipment». Engineering models are built in the graphical programming environment of the LabVIEW. The software functions are described for creation of graphical schemes of models, data structures and telemetry data packages design, creation of the command base and setting of the methods of the model's elements work in the knowledge bases' rules. We provide an example of a heterogeneous model simulating the logics of the spacecraft's command-and-measurement system's onboard equipment operation including the library of virtual devices for the receiving and transmitting path simulation and the knowledge base with the rules of the onboard system's interaction during reception, transmission, execution and confirmation of commands. This example demonstrates

the points of integration of logical simulators and virtual devices. The model allows to assess the parameters of the receiving and transmitting path and the influence of destabilizing factors on communication line's quality, simulate generation and transformation of the signal coming from the source of information – ground segment – to the onboard equipment and simulate logical interaction of the systems if the necessary signal level is provided. Each element of the model can be transformed and processed by the subject area's specialist depending on the specifics of the solved tasks.

Keywords: onboard equipment, command and measurement system, spacecraft, simulation, virtual instrument, knowledge base.

References

- [1] Eickhoff J. *Simulating Spacecraft System*. Berlin : Springer, 2009. 376 p.
- [2] System engineering general requirements. ECSS-E-ST-10-03C. Noordwijk : ESA Requirements and Standards Division, 2012. 100 p.
- [3] Devyatkov V. V. *Metodologiya i tekhnologiya imitacionnyh issledovaniy slozhnyh sistem: sovremennoe sostoyanie i perspektivy razvitiya* [Methodology and technology for simulation studies of complex systems: current status and development prospect]. Moscow, INFRA-M, 2013. 448 p. (In Russian)
- [4] Strzepek A., Esteve F., Salas S., Millet B., Darnes H. A training, operations and maintenance simulator made to serve the MERLIN mission // *Proceedings of the 14th International Conference on Space Operations*. NY, American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2016. pp. 1736–1746.
- [5] Stanley G. M. Experiences using knowledge-based reasoning in online control systems // *Symposium on computer aided design in control systems*. Swansea, UK. 1991. pp. 11–19.
- [6] *GOST R 53802-2010 «Sistemy i komplekсы kosmicheskie. Terminy i opredeleniya»* [GOST R 53802-2010 Space systems and stations. Terms and definitions]. Moscow, Standartinform, 2011. (In Russian)
- [7] Nozhenkova L. F., Isaeva O. S., Gruzenko E. A. Program and mathematical model of the spacecraft command-measuring system's onboard equipment // *The Research of the Science City*, 2015, no. 4 (14), pp. 50–59.
- [8] Panko S. P., Mishurov A. V. Optimization ways in the design of control and testing equipment of complex radio engineering systems // *The Research of the Science City*, 2015, no. 4 (14), pp. C. 33–35.
- [9] *Tekhnicheskoe zadanie na vypolnenie NIOKTR «Sozдание vysokotekhnologichnogo proizvodstva sovremennoj bortovoj apparatury komandno-izmeritel'noj sistemy v standartah, osnovannyh na rekomendatsiyah mezhdunarodnogo konsul'tacionnogo komiteta po kosmicheskim sistemam dannyh (CCSDS), dlya ispol'zovaniya na negermetichnyh kosmicheskikh apparatah»*. TZ 220-2746-13 [Creation of high-tech production of modern on-board equipment for command and measuring system in standards based on the recommendations of the International Consultative Committee on Space Data Systems (CCSDS) for use on unpressurized spacecraft]. Available at: <https://4science.ru/project/02-G25-31-0041> (accessed 05.08.2020).
- [10] Packet Telecommand Standard ESA PSS-04-107. Issue 2: European space agency (ESA), 1992, P. 166.
- [11] Packet Telemetry Standard ESA PSS-04-106. Issue 1: European space agency (ESA), 1988, P. 73.
- [12] LabVIEW function and VI reference manual. Texas, National Instruments Corporation, 2003. 349 p.
- [13] Russel S., Norvig P. *Artificial Intelligence: A Modern Approach* // 3rd Edition. Prentice Hall, 2010. 1152 p.
- [14] Hernandez J. A., Peters T. J. Intelligent decision support for assembly system design // *The 3rd conference on innovative applications of artificial intelligence*. California, The AAAI Press. 1991. pp. 135–156.
- [15] Nozhenkova L. F., Isaeva O. S., Evsyukov A. A. *Instrumenty komp'yuternogo modelirovaniya funkcionirovaniya bortovoj apparatury kosmicheskikh sistem* [Tools of computer modeling of the space systems' onboard equipment functioning] // *SPIIRAS Proceedings*, 2018, vol. 1, issue 56, pp. 144–168. doi: 10.15622/sp.56.7 (In Russian)
- [16] Isaeva O. S., Koldyrev A. Yu., Chernigovskiy A. S., Mishurov A. V., Kamyshnikov A. N., Evstratko V. V. Automated support for spacecraft onboard equipment design on the basis of a heterogeneous model // *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 1353, no. 1, 2019, pp. 012011, doi:10.1088/1742-6596/1353/1/012011.
- [17] Zhgun A. V., Golubyatnikov M. A., Mishurov A. V. *Programmno-apparatnyj kompleks razrabotki i otladki metodov formirovaniya perspektivnyh signalov sistem sputnikovoy svyazi* [Hardware and software complex for the development and debugging of methods for the formation of promising signals of satellite communication systems] // *XV International conference of students, graduate students and young scientists*. Krasnoyarsk, Siberian Federal University, 2019, pp. 1889–1892. (In Russian)
- [18] Gorchakovskiy A., Evstratko V., Kamyshnikov A., Panko S., Sukhotin V., Mishurov A. Automatic equipment for testing of complex multiparametric intelligent devices // *2017 International Siberian Conference on Control and Communications, SIBCON 2017*.

Сведения об авторах

Евстратько Владислав Владимирович – старший преподаватель Сибирского федерального университета. Окончил Сибирский федеральный университет в 2011 году. Область научных интересов: космическая техника, системы связи.

Исаева Ольга Сергеевна – кандидат технических наук, старший научный сотрудник Института вычислительного моделирования СО РАН. Окончила Красноярский государственный университет в 1998 году. Область научных интересов: системный анализ, информационные системы, базы данных, искусственный интеллект.

Камышников Алексей Николаевич – ассистент Сибирского федерального университета. Окончил Сибирский федеральный университет в 2015 году. Область научных интересов: космическая техника, системы связи, моделирование систем связи.

Мишуков Андрей Валериевич – старший преподаватель Сибирского федерального университета. Окончил Сибирский федеральный университет в 2009 году. Область научных интересов: космическая техника, системы связи.

Ноженкова Людмила Федоровна – доктор технических наук, профессор, заведующий отделом прикладной информатики Института вычислительного моделирования СО РАН. Область научных интересов: информационные технологии, интеллектуальные системы, интегрированные системы, оперативная аналитическая обработка данных, геоинформационные экспертные системы, поддержка принятия решений, поддержка конструирования бортовой аппаратуры.

Черниговский Алексей Сергеевич – программист первой категории отдела прикладной информатики Института вычислительного моделирования СО РАН. Окончил Сибирский федеральный университет в 2015 году. Область научных интересов: программное обеспечение, высоконадежные программные системы, OLAP-технологии, анализ данных.

ПРИМЕНЕНИЕ ВЕКТОРНЫХ АНАЛИЗАТОРОВ ЦЕПЕЙ ПРИ КАЛИБРОВКЕ ЗАДЕРЖКИ В ИМИТАТОРАХ СИГНАЛОВ СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Н. М. Крат

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

В статье рассматривается способ применения векторных анализаторов цепей при калибровке имитаторов сигналов спутниковых радионавигационных систем. Акцент сделан на уменьшении погрешности калибровки задержки в радиотехнических трактах имитаторов за счет учета составляющей, обусловленной различиями волновых сопротивлений (импедансов) имитатора и аппаратуры, применяемой при его калибровке. Основная цель исследования – оценить, насколько возможно уменьшить погрешность калибровки имитаторов за счет использования измерений электрических параметров тракта передачи сигнала векторными анализаторами цепей. Для реализации предложенного способа проводятся измерения следующих параметров тракта: коэффициент передачи кабельной сборки, групповое время запаздывания в ней, а также комплексные коэффициенты отражения от ее соединителей и от портов имитатора и цифрового осциллографа. Для достижения поставленной цели было проведено имитационное моделирование, основной частью которого являлось прямое вероятностное моделирование измерений векторного анализатора цепей и расчет статистики погрешности, остающейся после прибавления к оценке задержки, полученной традиционным корреляционным методом, калибровочной поправки, рассчитанной по измерениям векторного анализатора цепей (неисключенной систематической погрешности). В результате моделирования показано, что использование векторного анализатора цепей при калибровке имитаторов сигналов спутниковых радионавигационных систем позволяет в несколько раз уменьшить составляющую систематической погрешности, обусловленную импедансными рассогласованиями.

Ключевые слова: имитатор навигационных сигналов, систематическая погрешность, калибровка, рассогласование волновых сопротивлений, векторный анализатор цепей.

Введение

При калибровке имитаторов навигационных сигналов (ИНС) применяют анализаторы навигационных сигналов, представляющие собой совокупность цифрового осциллографа (ЦО) и специального программного обеспечения оценки параметров навигационных сигналов (НС) [1–3]. Имитируемые сигналы подаются от ИНС в ЦО через кабельную сборку (КС), включающую кабель, соединители и переходники (при необходимости). Выходной порт ИНС, КС и входной порт ЦО совокупно представляют собой тракт передачи НС.

Импедансные рассогласования в тракте передачи НС приводят к появлению отраженных сигналов, часть из которых попадает на вход ЦО, что вызывает систематическую погрешность оценки задержки сигнала традиционным корреляционным методом и систематическую погрешность оценки внутренней задержки в ИНС [4]. Значение данной погрешности может достигать сотен пикосекунд, в то время как современные требования к точности калибровки навигационной аппаратуры потребителей сигналов спутниковых радионавигационных систем в настоящее время выходят на субнаносекундный уровень [5–7], при этом наиболее точные результаты калибровки получаются с использованием ИНС [3]. Исключение указанной составляющей погрешности позволит уменьшить общую погрешность калибровки ИНС и прибли-

✉ kratnm@iss-reshetnev.ru

зиться к текущим и перспективным требованиям по точности.

1. Возможность использования векторных анализаторов цепей при калибровке имитаторов навигационных сигналов

Наибольшее влияние на оценку задержки в ИНС оказывает первый переотраженный сигнал, попадающий на вход ЦО. При этом значение систематической погрешности в общем случае определяется отношением комплексной амплитуды первого переотраженного сигнала к комплексной амплитуде прямого, его дополнительной задержкой и спектральными характеристиками сигнала. Первые два параметра (параметры отражения) полностью определяются электрическими параметрами тракта передачи НС. В этой связи возможно, используя векторные анализаторы цепей (ВАЦ), измерить электрические параметры тракта передачи НС, рассчитать значение систематической погрешности и использовать его в качестве калибровочной поправки.

Значение систематической погрешности при электрической длине КС, намного меньшей, чем расстояние, соответствующее длительности чипа дальномерного кода сигнала, определяется следующим выражением [4]:

$$\delta_t \approx -|\Gamma| \cdot \Delta t \cdot \cos(\varphi_\Gamma - 2 \cdot \pi \cdot f_0 \cdot \Delta t), \quad (1)$$

где $|\Gamma|$ – модуль отношения комплексной амплитуды первого переотраженного сигнала, поступившего на вход ЦО, к комплексной амплитуде полезного (прямого) сигнала; φ_Γ – аргумент этого отношения; Δt – задержка первого переотраженного сигнала относительно прямого; f_0 – значение несущей частоты навигационного сигнала.

Параметры $|\Gamma|$, φ_Γ и Δt могут быть приближенно рассчитаны из электрических параметров тракта передачи НС согласно следующим выражениям:

$$|\Gamma| \approx \left| \dot{\Gamma}_{\text{И}} - \dot{S}_{1\text{КС}} \right| \cdot \left| \dot{S}_{22\text{КС}} - \dot{\Gamma}_{\text{ЦО}} \right| \cdot \left| \dot{S}_{21\text{КС}} \right|^2, \quad (2)$$

$$\varphi_\Gamma \approx \arg(\dot{\Gamma}_{\text{И}} - \dot{S}_{1\text{КС}}) + \arg(\dot{S}_{22\text{КС}} - \dot{\Gamma}_{\text{ЦО}}), \quad (3)$$

$$\Delta t = 2 \cdot \text{ГВЗ}_{\text{КС}}, \quad (4)$$

где $\dot{\Gamma}_{\text{И}}$, $\dot{\Gamma}_{\text{ЦО}}$, $\dot{S}_{1\text{КС}}$ и $\dot{S}_{22\text{КС}}$ – комплексные коэффициенты отражения от выходного порта ИНС, входного порта ЦО и соединителей КС, подключаемых к ИНС и ЦО соответственно; $\dot{S}_{21\text{КС}}$ – коэффициент передачи КС; $\text{ГВЗ}_{\text{КС}}$ – групповое время запаздывания в КС; $|X|$ и $\arg(X)$ – модуль и аргумент комплексного числа X .

Таким образом, для расчета значения калибровочной поправки необходимо с помощью ВАЦ провести измерения следующих электрических

параметров тракта передачи сигнала (всего 10 параметров):

- комплексные коэффициенты отражения от портов ИНС, ЦО и КС;
- модуль коэффициента передачи КС;
- групповое время запаздывания в КС.

После измерения электрических параметров тракта передачи сигнала необходимо, в соответствии с выражениями (2) – (4), рассчитать значения параметров отражения, затем, в соответствии с выражением (1), рассчитать значение калибровочной поправки. Следует принять во внимание, что ВАЦ проводят измерения параметров электрических цепей с погрешностями. В связи с этим рассчитанное значение калибровочной поправки также будет содержать погрешность. Проведем анализ распределения погрешности оценки задержки, которая остается после прибавления к оценке задержки, полученной традиционным корреляционным методом, калибровочной поправки, рассчитанной по измерениям ВАЦ, т. е. анализ неисключенной систематической погрешности (НСП) оценки задержки в ИНС после введения калибровочной поправки.

2. Неисключенная погрешность оценки задержки в имитаторах навигационных сигналов

Из-за наличия функциональной зависимости расчетного значения калибровочной поправки с результатами измерений ВАЦ и того факта, что погрешности измерений ВАЦ носят случайный характер, то есть имеют заданную плотность распределения вероятностей, непосредственно следует, что НСП также имеет распределение. В силу того, что выражение (1) является нелинейной функцией от результатов измерений ВАЦ, даже для случая, когда погрешности измерений ВАЦ распределены по нормальному закону, вид распределения и его важнейшие характеристики (моменты) – среднее значение и дисперсия – не могут быть рассчитаны методом подстановки в выражение (1) соответствующих моментов погрешностей. Среднее значение НСП и ее дисперсию можно рассчитать в соответствии с выражениями:

$$M_\delta = \int_{-\infty}^{+\infty} \delta_t(\alpha) \cdot W(\alpha) d\alpha - \delta_t(0), \quad (5)$$

$$D_\delta = \int_{-\infty}^{+\infty} [\delta_t(\alpha) - \delta_t(0) - M_\delta]^2 \cdot W(\alpha) d\alpha, \quad (6)$$

где α – вектор, включающий в себя 10 параметров – погрешностей измерения ВАЦ отдельных электрических параметров; $W(\alpha)$ – совместная плотность их распределения; $\delta_t(0)$ – истинное значение калибровочной поправки. С целью уменьшения объема записи выше записаны одинарные

интегралы, но фактически для расчета интегрирование нужно выполнять по 10 переменным.

Расчет интегралов (5) и (6) затруднителен ввиду большого количества параметров, входящих в выражение (1) (с учетом зависимостей (2) – (4)). Более того, рассчитанные среднее значение и дисперсия НСП не позволят судить о форме закона распределения НСП. В связи с вышеизложенным, для оценки характеристик распределения НСП целесообразным представляется использовать метод прямого вероятностного моделирования. Для его реализации необходимо промоделировать реализации результатов измерений ВАЦ с учетом распределения их погрешностей, для каждой реализации рассчитать значение НСП и построить гистограмму НСП. По гистограмме можно оценить среднее значение и дисперсию НСП.

В табл. приведены значения электрических параметров тракта передачи НС, а также средне-квадратические отклонения (СКО) погрешностей их измерения ВАЦ Cobalt C1409 [8]. При моделировании было принято, что погрешности измерения разных параметров не коррелированы между собой и распределены по нормальному закону с СКО, определяемым точностными характеристиками ВАЦ, приведенными в табл. Поскольку при выполнении прецизионных измерений с ВАЦ первым этапом всегда является его калибровка, при моделировании измерений средние значения погрешностей были заданы нулевыми. Для значений электрических параметров тракта передачи НС, представленных в табл., рассчитанное по (1) истинное значение калибровочной поправки равно 150 пс.

Таблица

Электрические параметры тракта передачи НС и СКО погрешностей их измерения ВАЦ Cobalt C1409

Параметр	$\Gamma_{\text{и}}$	$\Gamma_{\text{цо}}$	$S_{1\text{КС}}$	$S_{22\text{КС}}$	$S_{21\text{КС}}$
Модуль, б/р	0,09	0,02	0,06	0,047	0,985
СКО погрешности измерения модуля, б/р	0,0019	0,0017	0,0018	0,0018	0,0059
Аргумент, градусы	–90	0	90	180	–
СКО погрешности измерения аргумента, градусы	1,52	5,28	1,68	1,68	0,5

Аргумент комплексного коэффициента передачи КС для значений частоты, используемых при измерении ГВЗ, рассчитывался с учетом электрической длины КС, соответствующей задержке в одном направлении 7,73 нс (для того, чтобы прямой и отраженный сигналы сложились в фазе). Полоса частот, на границах которой моделировались измерения аргумента коэффициента передачи КС, была задана равной полосе сигнала ГЛОНАСС с частотным разделением стандартной и высокой точности, т. е. около 1 и 10 МГц [9]. Погрешность измерения ГВЗ, как известно, определяется погрешностью измерения аргумента коэффициента передачи и шириной полосы частот, в которой проводились его измерения. Необходимо принять во внимание, что погрешность измерения аргумента коэффициента передачи является коррелированной по частоте, и чем меньше полоса, тем больше коэффициент корреляции погрешностей измерений на разных частотах. Это обусловлено тем, что в погрешности ВАЦ доминирует систематическая составляющая, являющаяся медленноменяющейся функцией частоты. В связи с этим, для каждого значения полосы было проведено моделирование для двух значений коэффициента корреляции: 0,95 и 0,99. Эквивалентная погрешность измерения ГВЗ при этом соответствует погрешности измерения аргумента коэффициента передачи КС, умноженной на величину, зависящую от коэффициента корреляции.

3. Результаты прямого вероятностного моделирования

На рис. 1 приведены плотности распределения вероятности НСП после использования функционального преобразования измерений ВАЦ в качестве калибровочной поправки. Анализ распределений на рис. 1 и 2 позволяет сделать выводы:

1. Погрешность калибровки ИНС, обусловленная импедансными рассогласованиями в тракте передачи НС, может быть в несколько раз снижена при использовании ВАЦ при условии, что погрешность измерения ГВЗ достаточно мала (на столько, что произведение СКО удвоенного ГВЗ и значения несущей частоты намного меньше единицы). Данное условие можно выполнить, увеличивая полосу измерений аргумента коэффициента передачи КС.

2. Чем больше полоса частот, в которой ВАЦ проводит измерения для расчета ГВЗ, тем меньше среднее значение и дисперсия НСП. При этом в случае большой неравномерности ГВЗ результат измерения ГВЗ в полосе, многократно превышающей полосу сигнала, может в большой степени отличаться от действительного значения ГВЗ (среднего значения ГВЗ в полосе сигнала), что накладывает ограничения на максимальную полосу, в которой допустимо измерять ГВЗ.

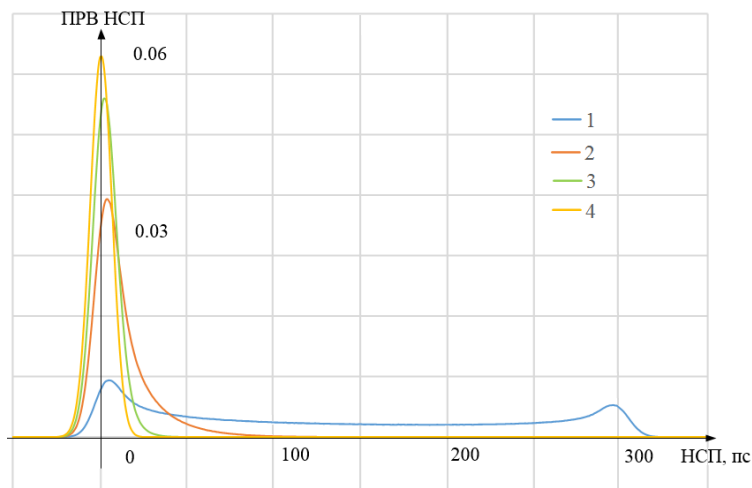


Рис. 1. Плотности распределения вероятности НСП (кривые на рисунках соответствуют значениям полосы измерения аргумента коэффициента передачи КС и коэффициентам корреляции: 1 – 1 МГц, 0,95; 2 – 1 МГц, 0,99; 3 – 10 МГц, 0,95; 4 – 10 МГц, 0,99)

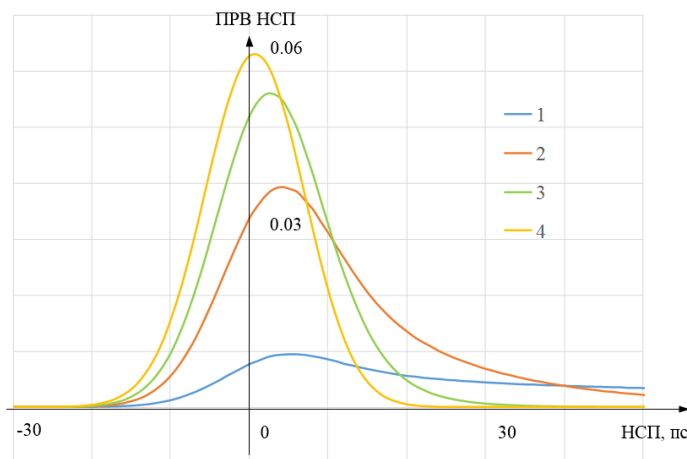


Рис. 2. Плотности распределения вероятности НСП (укрупненно)

3. Оценка значения калибровочной поправки для заданных условий оказалась смещенной. Смещение оценки будет тем больше, чем больше СКО погрешностей измерений ВАЦ.

Заключение

В статье показано, как можно использовать ВАЦ для оценки составляющей погрешности калибровки задержки в ИНС, обусловленной импедансными рассогласованиями, и проведен анализ НСП. Анализ распределений НСП, приведенных на рис. 1 и 2 и их сопоставление со значением самой погрешности (истинным значением калибровочной поправки) позволяет сделать вывод, что систематическая погрешность, обусловленная импедансными рассогласованиями, может быть снижена в несколько раз при использовании измерений ВАЦ.

Представленный способ применения ВАЦ при калибровке задержки в ИНС можно реализо-

вать при калибровке наземных станций, обеспечивающих эфемеридно-временное обеспечение космических аппаратов (КА) системы ГЛОНАСС [10].

При разработке высокоточных ИНС следует принять во внимание, что реальные навигационные сигналы, формируемые ИНС, отличны от действительных, излучаемых КА. Это обусловлено тем, что каждый КА имеет индивидуальные частотные характеристики, и вносит индивидуальные искажения в форму и спектр излучаемых сигналов. Оценки задержки, полученные при калибровке ИНС, формирующего сигнал без учета и с учетом индивидуальных искажений КА, будут различаться. Прецизионные ИНС должны позволять учитывать этот эффект. Для этого необходимо обеспечить измерение актуальных частотных характеристик НКА, их загрузку в ИНС и формирование сигналов с соответствующими частотными искажениями. При этом сам ИНС должен иметь возможность формирования частотных искажений отдельно для каждого канала (формируемого

КА), а также поддерживать возможность выравнивания и коррекции частотных характеристик собственных радиотехнических трактов. Актуальные частотные характеристики КА можно получить, используя узконаправленные антенны и длительное когерентное накопление сигнала [11–13].

Список литературы

- [1] Марарескул Д. И., Алешечкин. А. М. Система метрологического обеспечения космического комплекса ГЛОНАСС // Современные проблемы радиоэлектроники : сб. науч. тр., Красноярск, 2012. С. 170–175.
- [2] Крат Н. М., Савин А. А., Шарыгин Г. С. Контрольно-проверочная аппаратура системы автономной навигации космических аппаратов // Доклады Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники. 2014. №1 (31). С. 28–32.
- [3] Печерица Д. С. Метод калибровки навигационной аппаратуры потребителей ГЛОНАСС с использованием эталонов, прослеживаемых к государственным первичным эталонам единиц величин : дис. ... канд. техн. наук. М. : ФГУП «ВНИИФТРИ», 2018. 123 с.
- [4] Крат Н. М., Савин А. А. Влияние рассогласования импедансов в тракте передачи сигнала при калибровке задержек имитаторов навигационных сигналов // Сибирский журнал науки и технологий. 2017. Т. 18. № 3. С. 520–524.
- [5] Гребенников А. В., Кондратьев А. С., Сизасов С. В., Хазагаров Ю. Г. Аппаратура для калибровки и метрологической поверки источников навигационных сигналов глобальных навигационных спутниковых систем // Навигационные спутниковые системы, их роль и значение в жизни современного человека : тезисы докл. 2-й Междунар. науч.-техн. конф., 2012, С. 239–241.
- [6] Скакун И. О. Всемирное координированное время и методы сличения шкал времени // Космонавтика и ракетостроение. 2012. № 4 (69). С. 60–69.
- [7] Teunissen P. J. G., Montenbruck O. Springer handbook of global navigation satellite systems. Springer International Publishing AG, 2017. 1335 p.
- [8] Анализаторы цепей векторные C1205, C1207, C1209, C1214, C1220, C1409, C1420, C2209, C2409, C2220, C2420, C4209, C4409, C4220, C4420. Руководство по эксплуатации. Технические характеристики. Челябинск : ООО Планар, 2017.
- [9] Харисов В. Н. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. В. Н. Харисова [и др.]. М. : Радиотехника, 2010. 800 с.
- [10] Крат Н. М., Ермолаев М. В., Марарескул Д. И. Контроль точностных характеристик беззапросных измерительных станций из состава наземного сегмента космического комплекса системы ГЛОНАСС // Системы связи и радионавигации : сб. тезисов / науч. ред. В. Ф. Шабанов; отв. за вып. Г. П. Лопардина. Красноярск : АО «НПП «Радиосвязь», 2018. С. 119–122.
- [11] Lestarquit L., Gregoire Y., Thevenon P. Characterising the GNSS correlation function using a high gain antenna and long coherent integration – Application to signal quality monitoring // Position Location and Navigation Symposium (PLANS) 2012 IEEE/ION, 2012, pp. 877–885.
- [12] Харисов В. Н., Пельтин А. В. Алгоритм временного накопления для мониторинга сигналов ГЛОНАСС // Радиотехника. 2014. № 9. С. 119–124.
- [13] Харисов В. Н., Пельтин А. В., Валуев Е. В. Метод временного накопления – основа мониторинга сигналов ГНСС // Радиотехника. 2017. № 11. С. 46–54.

VECTOR NETWORK ANALYZER USAGE AT CALIBRATION OF DELAY IN SATELLITE RADIO NAVIGATION SYSTEM SIGNAL SIMULATORS

N. M. Krat

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

This article presents a method of vector network analyzer application at the task of global navigation system simulator calibration. Calibrated parameter is internal delay of the radiofrequency signal in simulator. Attention is paid to reducing of calibration uncertainty by means of taking

into account the part, which is caused by impedance of simulator and other equipment mismatches. The goal of research is to estimate the non-excluded uncertainty after vector network analyzer measurements' usage for correction calculation. Measured parameters are the group delay, reflection and transmission coefficients of cable with connectors, and reflection coefficients of simulator and oscilloscope. The goal has been achieved by means of simulation modelling. The main parts of modelling were simulation of vector network analyzer measurements' and calculation the statistics of the non-excluded uncertainty. As the result, was shown, that if to use vector network analyzer for global navigation system simulator calibration, the part of uncertainty, caused by impedance mismatch, can be reduced in a several times.

Keywords: GNSS signal simulator, systematic error, calibration, impedance mismatch, vector network analyzer.

References

- [1] Marareskul D. I., Aleshechkin. A. M. *Sistema metrologicheskogo obespecheniya kosmicheskogo kompleksa GLONASS* [The system of metrological support of the GLONASS space complex] // Modern problems of radio electronics, Krasnoyarsk, 2012, pp. 170–175. (In Russian)
- [2] Krat N. M., Savin A. A., Sharygin G. S. *Kontrol'no-proverochnaya apparatura systemy avtonomnoi navigatsii kosmicheskikh apparatov* [Test equipment for autonomous navigation system of space vehicles] // Doklady TUSUR, 2014, no. 1 (31), pp. 28–32. (In Russian)
- [3] Pecherica D. S. *Metod kalibrovki navigacionnoj apparatury potrebitelej GLONASS s ispol'zovaniem etalonov, proslezhivaemykh k gosudarstvennym pervichnym etalonam edinic velichin* [Method for calibrating GLONASS consumer navigation equipment using standards traceable to state primary unit standards] : Phd thesis. Moscow, FSUE «VNIIFTRI», 2018, 123 p. (In Russian)
- [4] Krat N. M., Savin A. A. *Vliyanie rassoglasovaniya impedansov v trakte peredachi signala pri kalibrovke zaderzhek imitatorov navigacionnykh signalov* [The effect of mismatch of impedances in the signal transmission path during calibration of delays of navigation signal simulators] // Siberian Journal of Science and Technology, 2017, vol. 18, no 3, pp. 520–524. (In Russian)
- [5] Grebennikov A. V., Kondrat'ev A. S., Sizasov S. V., Hazagarov Yu. G. *Apparatura dlya kalibrovki i metrologicheskoy poverki istochnikov navigacionnykh signalov global'nykh navigacionnykh sputnikovyykh sistem* [Equipment for calibration and metrological verification of the sources of navigation signals of global navigation satellite systems] // Navigation satellite systems, their role and significance in the life of a modern man : abstracts of 2nd International Scientific and Technical Conference, 2012, pp. 239–241. (In Russian)
- [6] Skakun I. O. *Vsemirnoe koordinirovannoe vremya i metody slicheniya shkal vremeni* [Coordinated universal time and methods for comparing time scales] // Cosmonautics and Rocket Engineering, 2012, no. 4 (69), pp. 60–69. (In Russian)
- [7] Teunissen P. J. G., Montenbruck O. *Springer handbook of global navigation satellite systems*. Springer International Publishing AG, 2017. 1335 p.
- [8] *Analizatory cepej vektornye S1205, C1207, C1209, C1214, S1220, S1409, S1420, S2209, S2409, S2220, C2420, S4209, S4409, S4220, S4420. Rukovodstvo po ekspluatatsii. Tekhnicheskie harakteristiki* [Vector network analyzers C1205, C1207, C1209, C1214, C1220, C1409, C1420, C2209, C2409, C2220, C2420, C4209, C4409, C4220, C4420. Manual. Specifications]. Chelyabinsk, Planar LLC, 2017. (In Russian)
- [9] Kharisov V. N., Perov A. I., Boldin V. A. *GLONASS. Printsipy postroeniya i funktsionirovaniya* [GLONASS. Construction principles and operation]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2010, 800 p. (In Russian)
- [10] Krat N. M., Ermolaev M. V., Marareskul D. I. *Kontrol' tochnostnykh harakteristik bezzaprosnykh izmeritel'nykh stancij iz sostava nazemnogo segmenta kosmicheskogo kompleksa sistemy GLONASS* [Monitoring the accuracy characteristics of non-request measuring stations from the ground segment of the space complex of the GLONASS system] // Communication and radio navigation systems : collection of abstracts / scientific edition V. F. Shabanov; responsible for issue G. P. Lopardina. Krasnoyarsk, JSC NPP Radio Communication, 2018, pp. 119–122. (in Russian)
- [11] Lestarquit L., Gregoire Y., Thevenon P. *Characterising the GNSS correlation function using a high gain antenna and long coherent integration – Application to signal quality monitoring* // Position Location and Navigation Symposium (PLANS) 2012 IEEE/ION, 2012, pp. 877–885.
- [12] Harisov V. N., Pel'tin A. V. *Algoritm vremennogo nakopleniya dlya monitoringa signalov GLONASS* [The temporary accumulation algorithm for monitoring of the GLONASS signals] // Radioengineering, 2014, no. 9, pp. 119–124. (In Russian)

- [13] Harisov V. N., Pel'tin A. V., Valuev E. V. *Metod vremennogo nakopleniya – osnova monitoringa signalov GNSS* [The temporary accumulation method – basis of GNSS signals monitoring technology] // Radioengineering, 2017, no. 11, pp. 46–54. (In Russian)

Сведения об авторе

Крат Никита Михайлович – инженер АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники в 2014 году. Область научных интересов: радионавигация, статистическая радиотехника, методы обработки сигналов.

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

Редакция принимает в журнал статьи, соответствующие следующим темам:

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

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

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

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

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

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

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

Требования к составу и расположению элементов оформления научной статьи:

- ◄ Индекс УДК располагают отдельной строкой слева.
- ◄ На следующей строке размещается заголовок, который центрируют и набирают строчными буквами (как в предложении, начиная с прописной). Шрифт Times New Roman, 14 кегль, начертание – полужирное. Перенос слов в заголовке недопустим.
- ◄ Под заголовком по центру указываются фамилия и инициалы автора(ов). Шрифт Times New Roman, 14 кегль, по центру, полуторный интервал.
- ◄ Под ФИО автора(ов) по центру указываются: полное название учреждения (место работы), в котором выполнена работа (в именительном падеже), затем город (населенный пункт), область (край), страна. Шрифт Times New Roman, 14 кегль, по центру, полуторный интервал.
- ◄ Аннотация к статье. Объем аннотации: 150–180 слов.
- ◄ Ключевые слова (4–7 слов или словосочетаний).
- ◄ Пристатейный список литературы, оформленный в соответствии с ГОСТ Р 7.05-2008. 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).

Требования к представляемому тексту, иллюстрациям и приставному списку литературы:

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

МЕЖДУНАРОДНАЯ IEEE-СИБИРСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ ПО УПРАВЛЕНИЮ И СВЯЗИ (SIBCON–2021)

Пятнадцатая IEEE-Сибирская конференция, посвящённая достижениям в области разработки и создания систем управления, связи и робототехники, проводится с 13 по 15 мая 2021 года в г. Казани, Россия. Конференция SIBCON регулярно организуется Томской группой и студенческим отделением IEEE, компанией National Instruments для того чтобы поддерживать междисциплинарные дискуссии, взаимодействие и сотрудничество через участие в деятельности профессиональных сообществ Института IEEE. Конференция является международной платформой для представления и обсуждения новых фундаментальных и прикладных исследований в области разработки электронных систем связи, управления и робототехники. Конференция предоставляет учёным возможность презентации своих докладов и установления научных и образовательных контактов с коллегами из России и других стран.

Основные направления конференции

1. Фундаментальные проблемы теории управления и связи.
2. Робототехника и автоматизация.
3. Компьютерные технологии управления, сенсоры и системы.

Информационная поддержка конференции

- Журнал «Автоматика и программная инженерия»
www.jurnal.nips.ru
- Отраслевой научно-технический журнал «Космические аппараты и технологии» www.journal-niss.ru
- Журнал «Труды СПИИРАН» proceedings.spiras.nw.ru

Ключевые даты:

- 4 декабря 2020** – последний срок приёма докладов
- 30 января 2021** – уведомление о включении докладов в программу
- 15 апреля 2021** – регистрация участников

Подробная информация о регистрации, инструкции для подготовки статей и научная программа доступны на сайте конференции sibcon2021.universityevents.ru

Архив конференции доступен на сайте ieee.tpu.ru/sibcon/sibcon.html



ИНСТИТУТ СИЛОВОЙ ЭЛЕКТРОНИКИ НГТУ

ЦЕНТР РАЗРАБОТКИ СИЛОВОЙ ЭЛЕКТРОНИКИ

ШКОЛА • ОПЫТ • КОМПЕТЕНТНОСТЬ

ШКОЛА: Научную основу Института Силовой Электроники НГТУ составляет школа кафедры электроники и электротехники НГТУ, ведущие специалисты которой являются сотрудниками института.

ОПЫТ: Институт Силовой Электроники НГТУ обладает 60-летним опытом работы в области силовой электроники для различных отраслей промышленности нашей страны, основную долю которого составляет работа с оборонно-промышленным комплексом.

КОМПЕТЕНТНОСТЬ: Успешно реализованные проекты последних десятилетий в области авиационной, космической, автомобильной промышленности, энергетики, технологий двойного назначения. Реализованные проекты в разделе «ПОРТФОЛИО» на сайте ipe.nstu.ru

УНИКАЛЬНОСТЬ

Пополнение и обновление коллектива за счет привлечения молодых, а также ведущих научных работников из научной среды Новосибирского государственного технического университета.

ИНСТИТУТ СИЛОВОЙ ЭЛЕКТРОНИКИ НГТУ ПРИГЛАШАЕТ К СОТРУДНИЧЕСТВУ

630073, Новосибирск, Проспект Карла Маркса, 20, НГТУ, корп. 4, каб. 313а,
 ☎ (383) 346-08-66, 346-48-14 👉 ipe.nstu.ru ✉ ipe@corp.nstu.ru

ОБЛАСТИ ИНТЕРЕСОВ



Космические системы



Авиационные системы



Системы специального назначения



Газоперекачивающие станции в магистральных газопроводах



Железно-дорожный транспорт



Авто-транспорт



Объекты энергетики



Станкостроение, робототехника

ПАРТНЕРЫ



РОСКОСМОС



РОСНАНО



РОСАТОМ



Ростех



ФСК



ЕЭС



SUKHOI



ВЕРТОЛЁТЫ РОССИИ



OAK

ИНСТИТУТ СИЛОВОЙ ЭЛЕКТРОНИКИ НГТУ

ЦЕНТР РАЗРАБОТКИ СИЛОВОЙ ЭЛЕКТРОНИКИ

