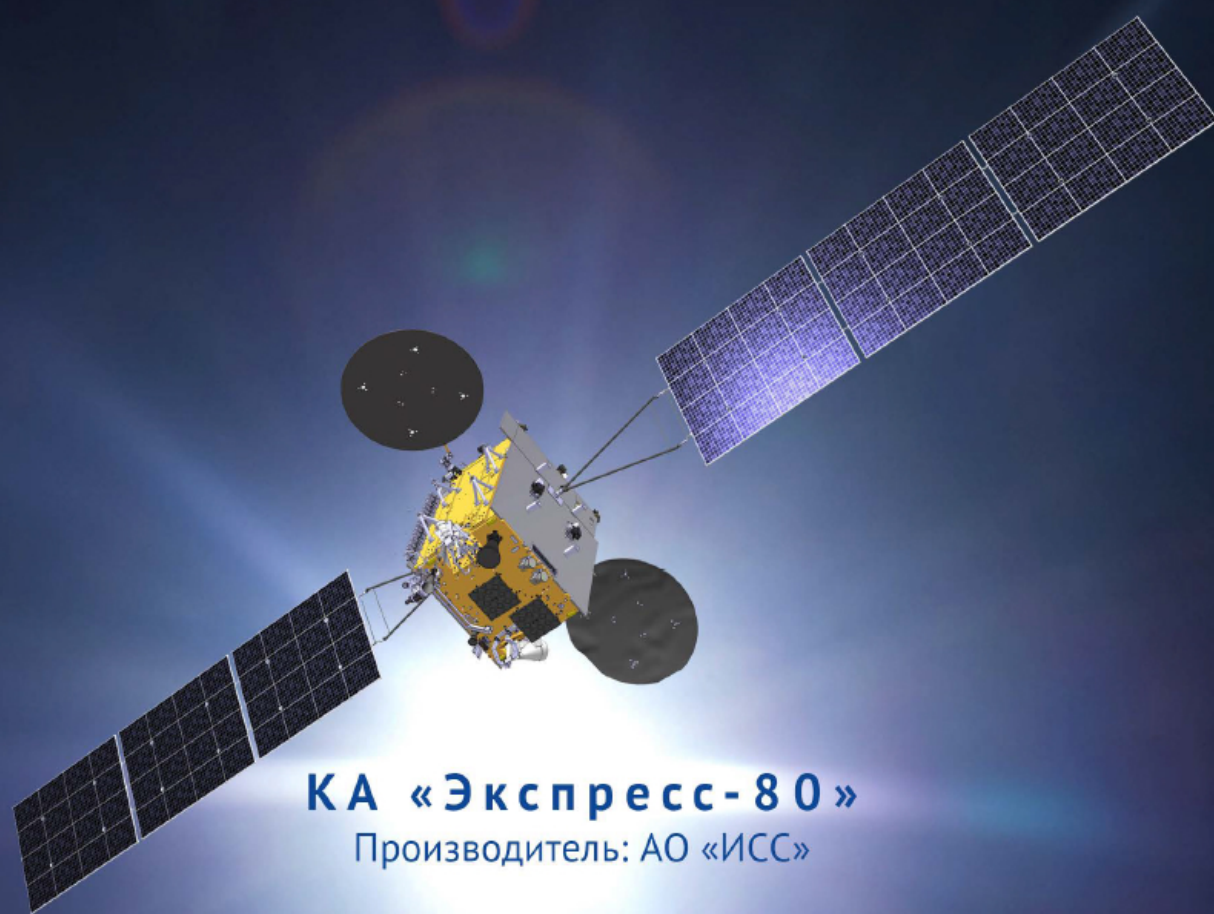


# КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И ТЕХНОЛОГИИ

## SPACECRAFTS & TECHNOLOGIES



**КА «Экспресс-80»**

Производитель: АО «ИСС»



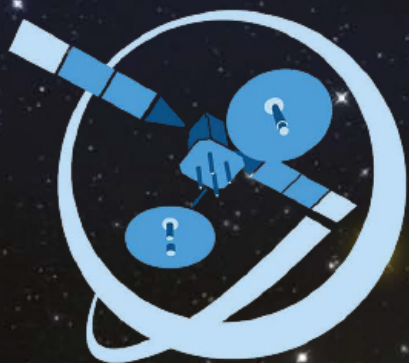
Технологическая платформа

**НИСС**

Национальная Информационная  
Спутниковая Система

**№3 (33)  
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](http://tp.iss-reshetnev.ru)

ISSN 2618-7957

# КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И ТЕХНОЛОГИИ

SPACECRAFTS &  
TECHNOLOGIES

Том 4

№ 3 (33)

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 2019 г. – 0,218.

«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](http://www.elibrary.ru), [www.cyberleninka.ru](http://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](mailto:isercit@gmail.com); <http://www.journal-niss.ru>

Подписной индекс журнала в каталоге «Пресса России» 39491  
Тираж 200 экз. Заказ 12126  
Дата выхода в свет 26.10.2020

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](mailto: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)

**Chebotarev Victor E.**

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

**Fateev Yury L.**

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

**Garin Eugene N.**

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

**Khartov Victor V.**

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

**Kosenko Victor E.**

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

**Krasilshchikov Michael N.**

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

**Medvedtskiy Alexander L.**

Doctor of Physics and Mathematics (Russia)

**Ovchinnikov Sergey G.**

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russia)

**Panko Sergey P.**

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

**Pchelyakov Oleg P.**

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russia)

**Cherniavsky Alexander G.**

(Russia)

Scientific quarterly journal

Published since 2012

ISSN 2618-7957

Publisher and Founder:

Association «Technology Platform

«National Information Satellite System»

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

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

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

The journal sections:

- Rocket and space equipment;
- New materials and technologies in space equipment;
- Space instrument engineering;
- Space Services;
- 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](http://www.elibrary.ru),  
[www.cyberleninka.ru](http://www.cyberleninka.ru)

**РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА**

**А. А. Шевчук, О. В. Пастушенко, В. В. Двирный,  
Г. В. Двирный, А. А. Филатов**  
ПРОБЛЕМЫ ИЗМЕРЕНИЙ СВЕТОВЫХ  
ХАРАКТЕРИСТИК ИМИТАТОРОВ СОЛНЕЧНОГО  
ИЗЛУЧЕНИЯ ДЛЯ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ  
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

**Р. М. Хабибуллин, О. Л. Старинова**  
МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕКОМПЛАНАРНОГО  
МЕЖПЛАНЕТНОГО ПЕРЕЛЕТА КОСМИЧЕСКОГО  
АППАРАТА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ С  
УЧЕТОМ ОСОБЕННОСТЕЙ ДВИЖЕНИЯ  
ОТНОСИТЕЛЬНО ЦЕНТРА МАСС

**С. В. Соловьёв**  
ОБОСНОВАНИЕ ВЫБОРА МЕТОДА И КРИТЕРИЯ  
КЛАСТЕРИЗАЦИИ ДЛЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОГО  
АНАЛИЗА ПРИ УПРАВЛЕНИИ ПОЛЕТОМ  
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

**О. Л. Старинова, Е. А. Сергаева, А. Ю. Шорников**  
ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ  
МИССИИ ДЛИТЕЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ  
АСТЕРОИДА АПОФИС НАНОСПУТНИКОМ  
С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ  
УСТАНОВКОЙ

**КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ**

**Л. А. Михайленко, Д. С. Русин,  
В. В. Устименко, А. В. Чубарь**  
ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ СИНТЕЗ РЕГУЛЯТОРА  
МЕТАЭВРИСТИЧЕСКИМ АЛГОРИТМОМ  
В СРЕДЕ SimInTech

**ИННОВАЦИИ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ**

**Л. А. Михайленко, В. В. Устименко, А. В. Чубарь**  
ПОСТРОЕНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ  
ПРОЦЕССОМ ОРИЕНТАЦИИ ПАНЕЛИ  
СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ В СРЕДЕ  
ДИНАМИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ  
ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ SimInTech

**ROCKET AND SPACE EQUIPMENT**

**A. A. Shevchuk, O. V. Pastushenko, V. V. Dvirniy,  
G. V. Dvirniy, A. A. Filatov**  
PROBLEMS OF IRRADIANCE CHARACTERISTICS  
MEASUREMENT OF SOLAR SIMULATORS FOR  
GROUND SPACECRAFT TESTS

**R. M. Khabibullin, O. L. Starinova**  
NON-COPLANAR INTERPLANETARY FLIGHT  
SIMULATION CONSIDERING MOTION RELATIVE  
TO THE CENTER OF MASS PECULIARITIES OF  
SOLAR SAIL SPACECRAFT

**S. V. Soloviev**  
JUSTIFICATION OF THE CHOICE OF THE  
METHOD AND CRITERION OF CLUSTERING FOR  
INTELLIGENT ANALYSIS IN FLIGHT CONTROL  
SPACECRAFT

**O. L. Starinova, E. A. Sergaeva, A. Yu. Shornikov**  
DESIGN AND BALLISTIC ANALYSIS OF THE  
MISSION FOR LONG-TERM STUDY OF THE  
ASTEROID APOPHIS BY A NANOSATELLITE  
WITH AN ELECTRIC ROCKET PROPULSION  
SYSTEM

**SPACE INSTRUMENT ENGINEERING**

**L. A. Mikhaylenko, D. S. Rusin,  
V. V. Ustimenko, A. V. Chubar**  
PARAMETRIC SYNTHESIS OF THE CONTROLLER  
BY METAHEURISTIC ALGORITHM IN THE  
SimInTech ENVIRONMENT

**INNOVATIONS OF THE SPACE INDUSTRY**

**L. A. Mikhaylenko, V. V. Ustimenko, A. V. Chubar**  
DESIGNING A CONTROL SYSTEM FOR THE  
ORIENTATION OF SOLAR PANELS IN THE  
DYNAMIC SIMULATION ENVIRONMENT  
OF SimInTech TECHNICAL SYSTEMS



## ПРОБЛЕМЫ ИЗМЕРЕНИЙ СВЕТОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ИМИТАТОРОВ СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ ДЛЯ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А. А. Шевчук<sup>1,3</sup> ✉, О. В. Пастушенко<sup>1</sup>, В. В. Двирный<sup>1,2</sup>,  
Г. В. Двирный<sup>3</sup>, А. А. Филатов<sup>4</sup>

<sup>1</sup> АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва,  
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

<sup>2</sup> Сибирский федеральный университет,  
г. Красноярск, Российская Федерация

<sup>3</sup> Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва,  
г. Красноярск, Российская Федерация

<sup>4</sup> ООО «НПО Гелиосфера»,  
г. Санкт-Петербург, Российская Федерация

Надежность как космических аппаратов в целом, так и отдельных их систем, подтверждается на этапе комплексной наземной экспериментальной отработки, включающей комплексные термовакуумные испытания. Тепловое состояние объекта испытаний в термовакуумных камерах получается, в частности, при помощи имитатора солнечного излучения. Для контроля энергетической освещенности имитатора солнечного излучения в условиях термовакуумных испытаний наиболее часто используют радиометры на основе кремниевых фотоэлектрических преобразователей. В то же время анализ особенностей кремниевых фотоэлектрических преобразователей показывает, что прямое измерение ими с требуемой для наземной отработки космических аппаратов точностью невозможно – их выходной сигнал нелинеен, зависит от принимаемого спектра, собственной температуры и обладает долговременной нестабильностью. Достижимая точность измерений прямо зависит от числа и точности применяемых средств и методов необходимой коррекции, из которых коррекция несоответствия спектра имитатора солнечного излучения спектру Солнца является самой сложной и трудоемкой. В то же время спектрально неселективные тепловые радиометры свободны от перечисленных недостатков. В ходе проведенного авторами эксперимента подтверждена значительная зависимость точности измерения энергетической освещенности радиометрами на основе кремниевых фотоэлектрических преобразователей от принимаемого спектра. Сделан вывод о наибольшей оправданности прямого измерения энергетической освещенности имитатора солнечного излучения в условиях термовакуумных испытаний тепловыми радиометрами.

**Ключевые слова:** термовакуумные испытания, имитатор солнечного излучения, энергетическая освещенность, спектральное несоответствие, фотоэлектрический преобразователь, тепловой радиометр.

### Введение

Надежность как космических аппаратов (КА) в целом, так и отдельных их систем подтверждается на этапе проведения ключевых наземных испытаний – комплексной наземной экспериментальной отработки, включающей комплексные термовакуумные испытания (ТВИ). В ходе ТВИ

в термовакуумных камерах создаются условия пониженного давления и широкого диапазона температур, близкие к условиям эксплуатации КА.

Тепловое состояние объекта испытаний (ОИ) получается, в частности, путем имитации падающего излучения при помощи одного из базовых и наиболее сложных элементов испытательного оборудования – имитатора солнечного излучения (ИСИ), создающего в рабочей зоне термовакуумной камеры поле лучистого потока, формирующего спектр и интенсивность солнечного излучения. Согласно уста-

✉ shevchukaa@iss-reshetnev.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2020

новленным в [1] требованиям, отчет о ТВИ вместе с полным изложением результатов содержит данные о работе имитаторов тепловых потоков, поле плотностей теплового потока от ИСИ, оценку погрешности измерения внешних тепловых потоков, с учетом которых делается вывод о реальных результатах испытаний, а с учетом их сравнения с результатами расчетов – о корректности тепловой аналитической модели и необходимости ее доработки.

В соответствии с предъявляемыми требованиями существующие в настоящее время крупногабаритные отечественные ИСИ для наземной отработки КА обеспечивают следующие основные характеристики:

- уровень энергетической освещенности: 1340–1440 Вт/м<sup>2</sup>;
- неоднородность энергетической освещенности: до 15 %;
- спектральный диапазон, близкий к диапазону солнечного излучения в области 200–2000 нм;
- непараллельность: до 4° [2].

Краткие характеристики трех действующих отечественных крупногабаритных ИСИ для ТВИ КА приведены в табл. 1 [3].

Контроль с необходимой точностью основных характеристик ИСИ, в первую очередь уровня и неоднородности энергетической освещенности (ЭО), требует необходимого метрологического обеспечения. При этом следует отметить, что на сегодняшний день характеристики ИСИ для наземной отработки КА не регламентируются государственными стандартами. Наиболее близок действующий ГОСТ 60904, идентичный международному стандарту МЭК 60904, который классифицирует характеристики ИСИ наземных условий AM1,5 (англ. Air Mass 1,5) для испытания фотоэлектрических устройств, главным образом – солнечных фотоэлектрических преобразователей (ФЭП), а также методы измерения ЭО ИСИ при помощи кремниевых ФЭП [4–9]. Общие требования к методам измерения световых характеристик электрических световых источников установлены ГОСТ Р 55702-2013, согласно которым предел допускаемой относительной погрешности измерения характеристик светового потока должен быть не более ±5% при доверительной вероятности 0,95, а электроизмерительные приборы, применяемые в электронных

системах измерения, должны иметь класс точности не ниже 1,0 с отклонением от линейности не более ±1 %. Обязательным требованием является также поверка средств измерений (СИ) [10], включенных в государственный реестр средств измерений (ГРСИ). Методика поверки установлена ГОСТ Р 8.587-2001 и относится ко всем видам радиометров – фотодиодам, фотоэлементам и тепловым приемникам излучения, предназначенным для измерения световых характеристик ИСИ, в том числе ИСИ заатмосферного спектра AM0 (англ. Air Mass 0) на основе газоразрядных ксеноновых ламп [11].

Как правило, для измерения ЭО ИСИ используют радиометры на основе кремниевых ФЭП [12]. Для сканирования световых полей больших размеров применяют сканирующие устройства, например, двухкоординатного типа, где рейка с большим количеством измерительных ФЭП в одной оси перемещается в пределах другой оси.

Общую систематическую погрешность радиометров для измерения ЭО ИСИ определяют в соответствии с [11]. Относительное среднее квадратическое отклонение  $S_0$  результатов  $n$  независимых измерений рассчитывают по формуле:

$$S_0 = \frac{\left[ \sum_{j=1}^n (\bar{I} - I_j)^2 \right]^{\frac{1}{2}}}{\bar{I} [n(n-1)]^{\frac{1}{2}}}, \quad (1)$$

где  $I_j$  – результат  $j$ -го независимого измерения;  $\bar{I}$  – среднее арифметическое результатов  $n$  независимых измерений.

Границу относительной неисключенной систематической погрешности (НСП)  $\Theta_j$  определяют по формуле:

$$\Theta_0 = 1,1 \left( \sum_{j=1}^4 \Theta_j^2 \right)^{\frac{1}{2}}, \quad (2)$$

где  $\Theta_j$  – граница  $j$ -й неисключенной систематической погрешности.

Для радиометров принимают  $\Theta_0 > 8S_0$ . Тогда случайной погрешностью по сравнению с систематической пренебрегают и принимают предел допускаемой основной относительной погрешности  $\Delta_0 = \Theta_0$  [11].

Таблица 1

Основные характеристики отечественных крупногабаритных ИСИ

	Источник излучения	Размеры освещаемой поверхности, м	Неоднородность энергетической освещенности, %, не более	Максимальная энергетическая освещенность, Вт/м <sup>2</sup>
ИСИ ТБК-120	Газоразрядные ксеноновые лампы	2×2	10	1600
ИСИ ГВУ-600		4×4		1600
ИС-500		3×8		1500



Составляющие относительной НСП  $\Theta_1 \dots \Theta_N$  могут включать:

- погрешность измерений абсолютной чувствительности;
- погрешность коррекции спектрального несоответствия;
- погрешность коррекции нелинейности;
- погрешность коррекции температурной зависимости;
- погрешности, вызванные другими причинами.

Рассмотрим основные факторы, влияющие на точность измерения характеристик ИСИ в условиях ТВИ кремниевыми ФЭП.

## 1. Спектральное несоответствие

Возникновение систематической погрешности измерения вызвано взаимным несоответствием солнечного спектра АМ0 (рис. 1, кривая 1), излучения ИСИ (рис. 1, кривые 2 и 3) и спектральной чувствительности (отклика) ФЭП (рис. 1, кривая 4). Если измерительные ФЭП калибруются по эталонному и они не идентичны по конструкции, не выполнены из одного материала, то необходимо также учитывать несоответствие их спектральных характеристик [5].

Самое высокое соответствие стандартному солнечному спектру демонстрируют ИСИ с комбинированным применением галогенных ламп в инфракрасной и красной области и газоразрядных ксеноновых ламп с коррекцией их излучения светофильтрами для подавления эмиссионных

линий [13]. Однако в связи со сложностью реализации такого способа в большинстве крупногабаритных отечественных ИСИ, таких как ИСИ ТБК-120 и ГВУ-600 (табл. 1), используются газоразрядные ксеноновые лампы без светофильтров (рис. 1, кривая 3).

Выходной сигнал ФЭП находится в прямой зависимости от его спектральной чувствительности и спектрального распределения поступающего светового потока во всем рабочем диапазоне длин волн  $\lambda$ :

$$J_{\text{КЗ}} = \int SR(\lambda)E(\lambda)d\lambda, \quad (3)$$

где  $J_{\text{КЗ}}$  – плотность тока короткого замыкания ФЭП;  $SR(\lambda)$  – спектральный отклик ФЭП;  $E(\lambda)$  – спектральная освещенность светового потока.

Общее несоответствие стандартного солнечного спектра и спектра ИСИ, а также спектральных чувствительностей эталонного и измерительного ФЭП может быть выражено в виде коэффициента спектрального несоответствия  $MM$ :

$$MM = \frac{J_{\text{КЗ(ЭТ,Е АМ0)}} J_{\text{КЗ(ИЗМ,Е ИСИ)}}}{J_{\text{КЗ(ЭТ,Е ИСИ)}} J_{\text{КЗ(ИЗМ,Е АМ0)}}} = \frac{\int SR_{\text{ЭТ}}(\lambda)E_{\text{АМ0}}(\lambda)d\lambda \int SR_{\text{ИЗМ}}(\lambda)E_{\text{ИСИ}}(\lambda)d\lambda}{\int SR_{\text{ЭТ}}(\lambda)E_{\text{ИСИ}}(\lambda)d\lambda \int SR_{\text{ИЗМ}}(\lambda)E_{\text{АМ0}}(\lambda)d\lambda}, \quad (4)$$

где индекс «ЭТ» обозначает эталонный ФЭП; индекс «ИЗМ» – измерительный ФЭП; индекс «АМ0» – спектральную освещенность АМ0; индекс «ИСИ» – спектральную освещенность ИСИ.

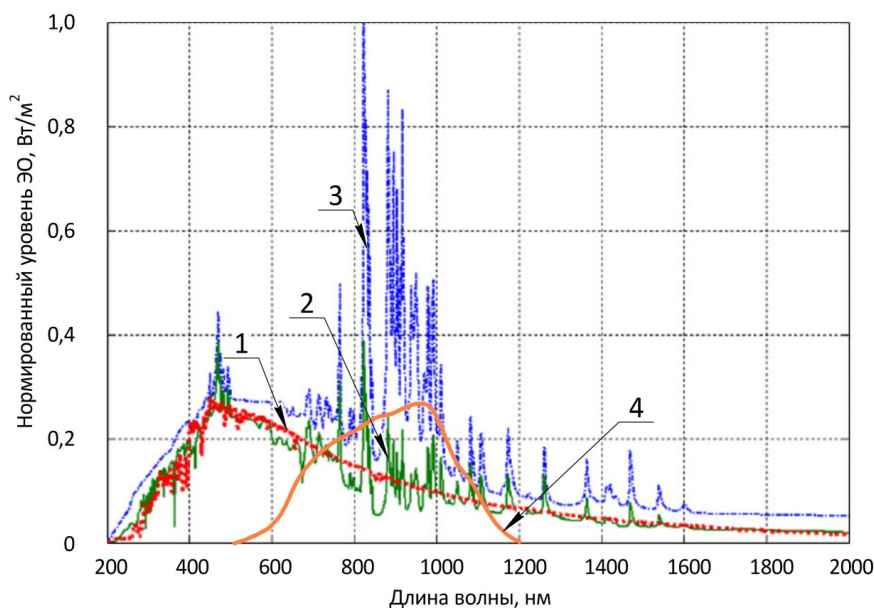


Рис. 1. Сравнительные спектральные характеристики:  
1 – солнечный спектр АМ0; 2 – излучение ИСИ на основе газоразрядных ксеноновых ламп ХВО с корректирующими светофильтрами; 3 – излучение ИСИ на основе газоразрядных ксеноновых ламп ХВО без корректирующих светофильтров; 4 – спектральная чувствительность типичного кремниевого ФЭП в режиме измерения тока короткого замыкания

С учетом коэффициента спектрального несоответствия  $MM$  по выходному сигналу ФЭП можно определить эффективную ЭО стандартного спектра  $G_{AM0}$ , которая соответствует измеренной ЭО с фактическим спектром излучения ИСИ  $G_{ИЗМ}$ :

$$G_{AM0} = MM \cdot G_{ИЗМ}, \quad (5)$$

где  $G_{ИЗМ}$  – значение ЭО, полученное измерительным ФЭП со спектральной чувствительностью  $SR_{ИЗМ}(\lambda)$ .

## 2. Нелинейность

Многие программы и методики ТВИ предусматривают изменение ЭО светового потока ИСИ с учетом сезонного изменения солнечной постоянной или затенения, например, для имитации поворота ОИ относительно Солнца. Это требует изменения ЭО ИСИ в широком диапазоне значений, начиная от 400 Вт/м<sup>2</sup>, измерение которого должно быть обеспечено высокой линейностью как измерительных, так и эталонных ФЭП.

В соответствии с общепринятой практикой [5] ФЭП калибруются при стандартном значении солнечной постоянной, а для измерения других значений ЭО принимается предположение о линейной зависимости тока короткого замыкания  $I_{КЗ}$  ФЭП от уровня ЭО. С другой стороны, напряжение холостого хода  $U_{ХХ}$  ФЭП находится в нелинейной логарифмической зависимости от ЭО, достигая типичной величины насыщения 0,45–0,55 В для кремниевых ФЭП (рис. 2). Следовательно, зависимость тока нагрузки от ЭО при сопротивлении нагрузки, отличном от нулевого, также нелинейна.

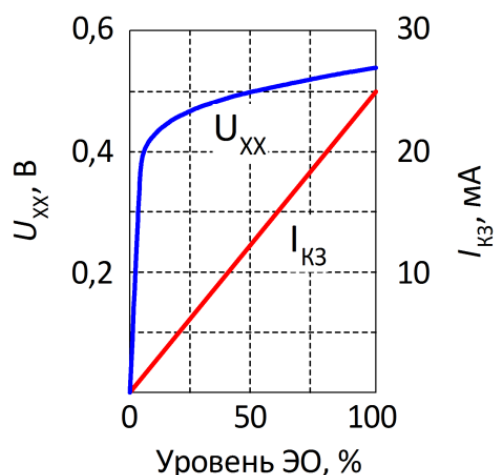


Рис. 2. Зависимость напряжения холостого хода  $U_{XX}$  и тока короткого замыкания  $I_{КЗ}$  от уровня ЭО типичного кремниевого ФЭП

Поскольку выходным сигналом измерительных ФЭП является величина падения напряжения на нагрузочном (шунтирующем) резисторе, сопротивление последнего выбирается как можно мень-

шим. В частности, для прецизионных резисторов эталонных ФЭП должно выполняться условие [5]:

$$I_{КЗ} \cdot R_{Ш} < 0,003 \cdot U_{XX}, \quad (6)$$

где  $R_{Ш}$  – величина шунтирующего резистора;  $I_{КЗ}$  – ток короткого замыкания эталонного прибора при нормальных условиях (НУ);  $U_{XX}$  – напряжение холостого хода при НУ.

С другой стороны, уровень выходного сигнала ФЭП прямо пропорционален величине нагрузочного резистора, которая по этой причине не может быть бесконечно малой и представляет компромисс между чувствительностью применяемых средств измерения и приемлемой линейностью. Например, экспериментальное измерение линейности типичного измерительного ФЭП предлагаемым в работе [14] методом показало на одиннадцати уровнях ЭО от 100 до 1100 Вт/м<sup>2</sup> систематическую погрешность измерения до 2 %.

Другой особенностью многих ФЭП является зависимость спектральной чувствительности от различных уровней ЭО, что также приводит к общей нелинейности показаний. В худшем случае для многопереходных прямозонных структур систематическая погрешность может превышать 15 % [9].

Одним из способов решения проблемы является метод измерения дифференциальной спектральной чувствительности, разработанный в РТВ (Германия) [15], при котором ФЭП одновременно освещают монохроматическим излучением малой интенсивности и галогенными лампами накаливания, при помощи которых обеспечивают соответствующий различным уровням солнечной облученности уровень смещения. Независимые одновременные измерения сигналов достигаются модуляцией монохроматического излучения, а уровень смещения регистрируется на постоянном токе. Далее проводят коррекцию нелинейности ФЭП с учетом измеренной спектральной чувствительности на нескольких, например, восьми уровнях ЭО [16].

## 3. Температурная зависимость

Процедуры поверки и калибровки ФЭП проводятся в НУ при собственной температуре ФЭП  $25 \pm 2$  °С [5; 11]. Однако как эффективность, так и спектральная чувствительность измерительного ФЭП в значительной степени зависят от его температуры [17; 18], которая отличается от НУ (рис. 3) и определяется температурными условиями ТВИ и нагревом световым потоком ИСИ высокой интенсивности.

Так, систематическая погрешность в показаниях ФЭП, вызванная изменением температуры в диапазоне от  $-50$  до  $+50$  °С, может достигать 12 %. [12]. Одним из способов обеспечения



необходимой точности измерений является стабилизация температурного режима ФЭП. Однако условия широкого диапазона температур и вакуума, в которых проводятся ТВИ, делают невозможным естественное конвекционное охлаждение и требуют принудительного термостатирования ФЭП контактным способом. Другим эффективным способом в условиях ТВИ является коррекция показаний ФЭП с учетом его температуры [12; 19]. Высокую точность коррекции при этом могут обеспечить температурные датчики, встроенные непосредственно в структуру ФЭП. Необходимо также контролировать температуру шунтирующего резистора. Так, изменение температуры никромового резистора на  $100\text{ }^{\circ}\text{C}$  приводит к изменению его сопротивления на 2 % и, как следствие, такому же изменению выходного сигнала ФЭП. Для медных или латунных шунтирующих резисторов это значение намного больше.

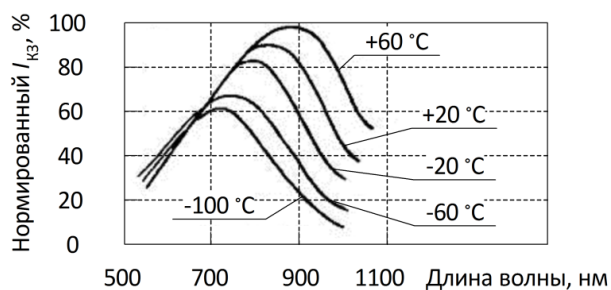


Рис. 3. Зависимость эффективности и спектральной чувствительности ФЭП от температурных условий ТВИ

В [4; 9] также отмечается, что изменение температуры ФЭП при применении в ИСИ эмиссионных ламп типа ксеноновых может привести к изменению ширины запрещенной зоны структуры ФЭП из однопереходных и многопереходных прямозонных структур и пропусканию элементами структуры некоторых эмиссионных линий ламп. В свою очередь, это приводит к значительным сдвигам в рабочих характеристиках ФЭП и дополнительной систематической погрешности измерений.

#### 4. Долговременная нестабильность

Условия проведения ТВИ, такие, как высокая интенсивность излучения и широкий диапазон температур, приводят к ускоренной деградации измерительных ФЭП [12]. Это требует проведения не только первичной, но и вторичных периодических калибровок, которые проводят в НУ при условиях стандартной солнечной освещенности с использованием эталонного прибора – ФЭП или пиранометра, имеющего стабильные фотоэлектрические характеристики и линейную зависи-

мость выходного сигнала от ЭО во всем требуемом диапазоне [4; 5].

В настоящее время в ГРСИ включен единственный эталонный кремниевый фотопреобразователь лучистого потока КФЛП-3, имеющий относительную погрешность измерений ЭО спектра АМ0 в НУ на уровне ЭО  $1367\text{ Вт/м}^2$ , не превышающую 4,3 %. КФЛП-3 включены ФКП «НИЦ ракетно-космической промышленности» в ГРСИ в количестве 20 шт., что ограничивает их использование в качестве эталонного прибора. Не могут использоваться и включенные в ГРСИ пиранометры Пеленг СФ-06, СМР6 и СМР21, имеющие погрешность измерения в НУ до 11 %.

В то же время действующие государственные стандарты допускают измерение ЭО ИСИ радиометрами теплового потока того же диапазона длин волн [6; 10; 11]. Это хорошо согласуется с тем, что при ТВИ имитируется главным образом тепловое воздействие солнечного излучения, соответствующее условиям открытого космоса АМ0 с учетом затенения и сезонного изменения солнечной постоянной, а из-за размерных ограничений испытательной базы допускается отсутствие на ОИ солнечных батарей [1]. Тепловые радиометры являются спектрально неселективными приемниками теплового потока, требуют минимальной коррекции и из-за меньшего числа составляющих систематической погрешности способны обеспечить более высокую точность измерения ЭО.

#### 5. Экспериментальная часть

Для подтверждения сделанных выводов авторами был проведен простой, но наглядный эксперимент, в ходе которого определена зависимость точности измерения ЭО радиометрами различных видов от спектра светового источника.

В качестве двух световых источников различных спектров использованы короткодуговая газоразрядная ксеноновая лампа OSRAM XBO W/HS XL OFR (ксеноновая лампа) и мощная галогенная лампа накаливания (лампа накаливания), снабженные отражающими оптическими элементами.

Измерения проведены двумя радиометрами на основе кремниевых ФЭП и одним тепловым радиометром:

- радиометр КФЛП-1 (КФЛП-1) представляет собой кремниевый ФЭП из восьми секций, закрепленных на теплоотводящей металлической пластине и нагруженных на прецизионный резистор величиной  $0,02\text{ Ом}$ ;
- радиометр ДОК-1С (ДОК-1С) представляет собой кремниевый ФЭП из одного сегмента, закрепленного на стеклотекстолитовой пластине и нагруженного на резистор общего применения С5-16МВ величиной  $0,3\text{ Ом}$ ;

• теплоприемник суммарного теплового потока ФОА 020 (ФОА 020) содержит медный тепловоспринимающий элемент, связанный с чувствительным элементом в форме тепловоспринимающего диска из структуры кремний на сапфире с термоэлектрической микросхемой. При поступлении теплового потока вдоль радиуса тепловоспринимающего элемента возникает градиент температуры, который преобразуется термоэлектрической микросхемой в термоэлектродвижущую силу. Чувствительность датчика зависит от температуры корпуса, для контроля которой в тепловоспринимающий диск встроен пленочный кремниевый терморезистор [20].

ФОА 020 рассчитан на работу как в НУ, так и в вакууме до  $130 \cdot 10^{-6}$  Па при температуре корпуса от  $-100$  до  $+120$  °С и обеспечивает следующие характеристики:

- диапазон измерения ЭО: от 0 до  $3,5$  кВт/м<sup>2</sup>;
- предел допускаемой границы основной относительной погрешности измерения теплового потока: не более 5 % при доверительной вероятности 0,95;
- спектральный диапазон измеряемого теплового потока: от 200 до 10000 нм.

Более подробно возможность применения ФОА 020 в условиях ТВИ рассмотрена в работе [21].

Использованный в эксперименте ФОА 020 откалиброван в НУ методом прямых измерений с помощью Государственного вторичного эталона единиц силы излучения и энергетической освещенности непрерывного оптического излучения в диапазоне длин волн от 200 до 2500 нм 2.1.ZZA.0010.2015, прослеживаемого к Государственному первичному эталону единиц радиометрических и спектрорадиометрических величин в диапазоне длин волн от 200 до 2500 нм ГЭТ 86-2017.

Схема проведения эксперимента приведена на рис. 4. Световые источники, ксеноновая лампа 1 или лампа накаливания 2 поочередно создают на вертикально установленном щите 3 равномерно освещаемую область. За отверстием в центре щита, совпадающим с центром освещаемой области, установлена подвижная пластина 4, на которой на одной линии находятся радиометры ФОА 020 (5), КФЛП-1 (6) и ДОК-1С (7). В отверстие также выведены световоды системы измерения спектра 8, которая состоит из двух измерительных частей для инфракрасной и видимой области спектра на основе монохроматоров МДР-206 (9) и персонального компьютера 10 со специализированным программным обеспечением. Мультиметром Agilent 34401A (11) измеряется выходное напряжение радиометров с погрешностью 0,0035 %, сопротивление встроенного терморезистора ФОА 020 – с погрешностью 0,01 %.

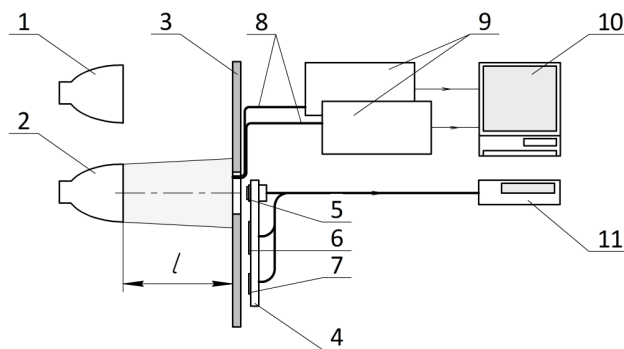


Рис. 4. Схема проведения эксперимента

Для каждого светового источника после предварительного прогрева в освещаемой области щита последовательно с равным шагом установлены десять уровней ЭО от 10 до 100 % путем изменения расстояния  $l$  от поверхности щита до светового источника. Уровни ЭО контролировались по интегральному значению освещенности  $q_{\text{ин}}$ , рассчитанному по формуле:

$$q_{\text{ин}} = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} E(\lambda) d\lambda, \quad (7)$$

где  $\lambda_1$  и  $\lambda_2$  – верхняя и нижняя границы определения спектра, равные 200 и 2500 нм;  $E(\lambda)$  – соответствующая спектральному распределению освещенности, определенная системой измерения спектра.

На каждом установленном таким образом уровне ЭО в центр освещаемой области линейным перемещением пластины 4 поочередно выводились радиометры 5, 6 и 7 и измерялся их выходной сигнал, которым для КФЛП-1 и ДОК-1С является величина падения напряжения на шунтирующем резисторе  $U_{\text{вых}}$ , для ФОА 020 – плотность измеренного теплового потока и соответствующий ей уровень ЭО  $q$ , определенный в соответствии с формулой [20]:

$$q = \frac{1}{K_{20}} \left[ \frac{E}{1 + \alpha(R - R_{20})} \right] \cdot 10^3, \quad (8)$$

где  $q$  – уровень измеренной ЭО, Вт/м<sup>2</sup>;  $E$  – выходное напряжение тепловоспринимающего элемента, мВ;  $R$  – сопротивление терморезистора при измерении  $E$ , Ом;  $K_{20}$  – чувствительность теплоприемника при 20 °С, по результатам калибровки равная  $6,03$  мВ·м<sup>2</sup>/кВт;  $R_{20}$  – паспортное сопротивление терморезистора при 20 °С, равное 328 Ом;  $\alpha$  – паспортный температурный коэффициент чувствительности, равный  $0,009$  Ом<sup>-1</sup>.

Результаты измерений сведены в табл. 2 и представлены в графическом виде на рис. 5 и 7. Результаты эксперимента показали, что выходной сигнал теплового радиометра пропорционален интегральному значению ЭО и не зависит от спектра



светового источника. Выходной сигнал радиометров на основе кремниевых ФЭП, наоборот, в значительной степени зависит от принимаемого спектра. Так, на равных уровнях ЭО 145...147 Вт/м<sup>2</sup> (табл. 2,

выделенная строка) выходной сигнал КФЛП-1 при измерении ЭО ксеноновой лампы больше в 2,3 раза, ДОК-1С – в 1,8 раза. На других уровнях ЭО это отношение еще больше.

Таблица 2

Сравнительные результаты измерений световых источников

$q_n, \%$	Газоразрядная ксеноновая лампа					Галогенная лампа накаливания				
	ФОА 020			КФЛП-1	ДОК-1С	ФОА 020			КФЛП-1	ДОК-1С
	$E, \text{ мВ}$	$R, \text{ Ом}$	$q, \text{ Вт/м}^2$	$U, \text{ мВ}$	$U, \text{ мВ}$	$E, \text{ мВ}$	$R, \text{ Ом}$	$q, \text{ Вт/м}^2$	$U, \text{ мВ}$	$U, \text{ мВ}$
10	0,895	330,8	145	4,269	16,098	0,905	330,5	147	1,87	8,964
20	1,806	329,9	294	14,619	36,12	1,804	330,6	292	3,099	15,073
30	2,712	330,4	440	22,456	45,357	2,703	330,8	437	4,545	21,826
40	3,605	331,4	580	27,864	54,353	3,603	331,3	580	5,851	26,93
50	4,51	333	716	34,854	71,364	4,503	331,7	723	7,276	33,272
60	5,403	334,8	844	40,623	90,156	5,402	332,1	864	8,608	39,012
70	6,305	337,6	962	46,705	111,77	6,303	332,7	1003	10,09	45,303
80	7,229	339	1091	53,83	140,89	7,206	333,8	1136	11,441	50,974
90	8,104	340,2	1211	60,603	172,37	8,103	334,9	1265	12,897	57,397
100	9,024	341	1340	63,691	195,83	9,006	336,6	1386	14,304	63,35

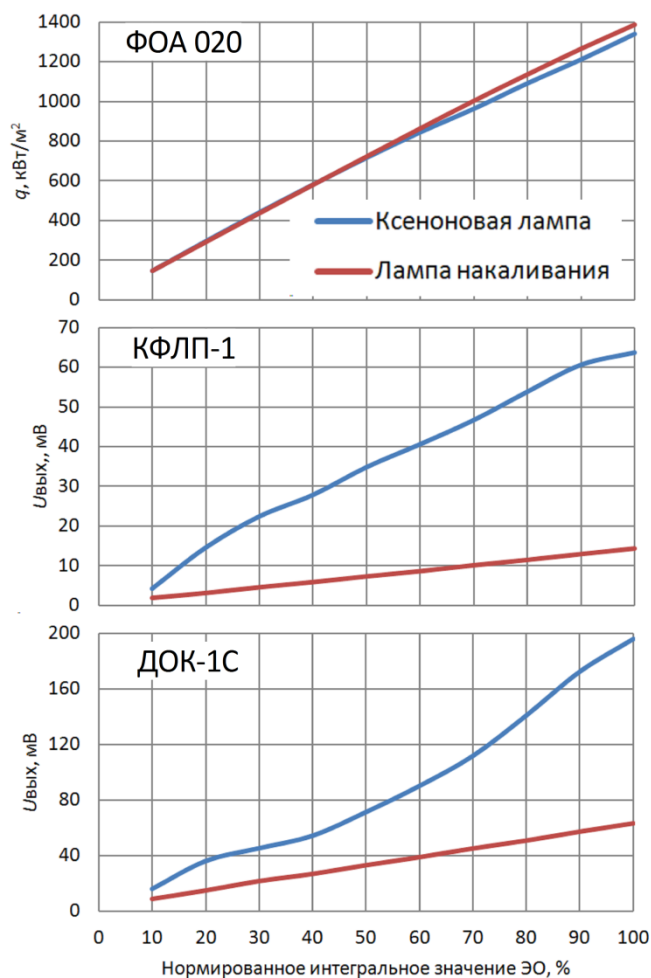


Рис. 5. Зависимость выходного сигнала различных радиометров от спектра

Спектры световых источников при равных интегральных значениях ЭО 145...147 Вт/м<sup>2</sup> в области 200 ... 2500 нм показаны на рис. 6. Можно заметить, что полученное двукратное соотношение интегральных значений ЭО световых источни-

ков соответствует области 500–1200 нм (заштрихованные участки), что говорит об узкой области спектральной чувствительности рассмотренных в эксперименте кремниевых фотоэлектрических преобразователей.

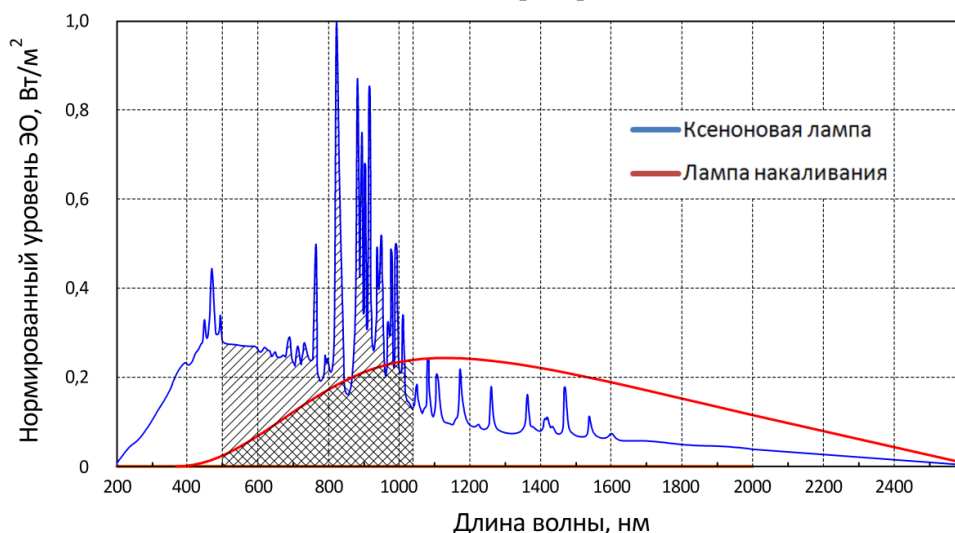


Рис. 6. Спектры световых источников равных интегральных значений ЭО в области 200 ... 2500 нм. Штриховкой выделена область совместного излучения 500 ... 1200 нм

На рис. 7 хорошо заметна нелинейность радиометров на основе кремниевых ФЭП при измерении ЭО ксеноновой лампы, что говорит о значительной зависимости их линейности от спектра светового источника, намного большей, чем от величины шунтирующего резистора, которая незначительна при измерении ЭО лампы накаливания. Это может быть вызвано присутствием большого числа эмиссионных линий ксеноновой лампы в области спектральной чувствительности кремниевых ФЭП и связанными с этим их особенностями [4; 9].

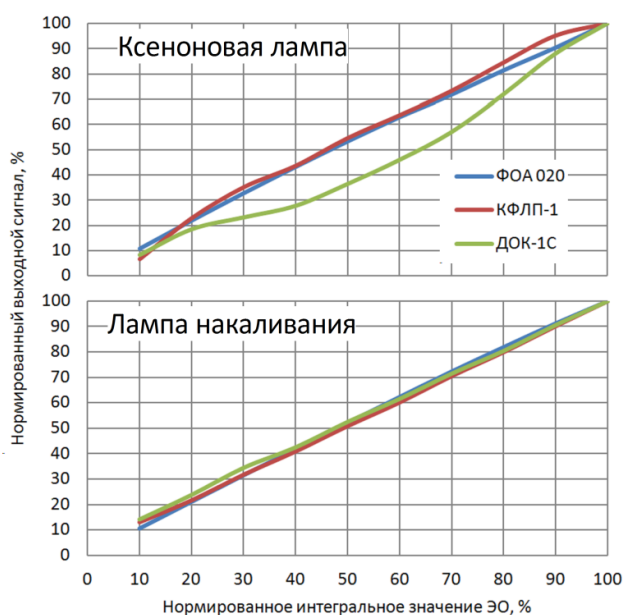


Рис. 7. Зависимость линейности радиометров от спектра

## Заключение

Несмотря на широкое применение радиометров на основе кремниевых фотоэлектрических преобразователей, прямое измерение ими энергетической освещенности имитатора солнечного излучения с требуемой для наземной отработки космических аппаратов точностью невозможно. Анализ особенностей кремниевых фотоэлектрических преобразователей показывает, что их выходной сигнал нелинеен и в значительной степени зависит от спектра светового источника, собственной температуры и обладает долговременной нестабильностью. Достижимая при этом точность измерений прямо зависит от числа и точности применяемых средств и методов необходимой коррекции, из которых коррекция спектрального несоответствия является самой сложной и трудоемкой, поскольку расчет коэффициента спектрального несоответствия требует измерения с высокой точностью фактического спектра имитатора солнечного излучения.

Результаты проведенного авторами эксперимента подтвердили, что точность измерения энергетической освещенности радиометрами на основе кремниевых фотоэлектрических преобразователей в значительной степени зависит от спектра имитатора солнечного излучения, а максимум их спектральной чувствительности находится в узкой области наибольшей спектральной неравномерности применяемых в большинстве случаев газоразрядных ксеноновых ламп. В свою очередь, тепловые радиометры свободны от указанных недостатков.

Принимая во внимание полученные результаты и особенности термовакуумных испытаний космических аппаратов, где имитатор солнечного излучения применяется главным образом для имитации теплового воздействия солнечного из-

лучения, следует признать наиболее оправданным прямое измерение энергетической освещенности в условиях термовакуумных испытаний спектрально неселективными тепловыми радиометрами.

## Список литературы

- [1] ГОСТ Р 56469-2015. Аппараты космические автоматические. Термобалансные и термовакуумные испытания. М. : Стандартинформ, 2015. 11 с.
- [2] Кравченко С. В., Нестеров С. Б., Романько В. А., Тестоедов Н. А., Халиманович В. И., Христич В. В. Подходы к созданию комплексных систем для отработки и испытания космических аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 1 (13). С. 149–175.
- [3] Асланян Р. О., Анисимов Д. И., Марченко И. А., Пантелеев В. И. Имитаторы солнечного излучения для термовакуумных испытаний космического аппарата // Сибирский журнал науки и технологий. 2017. № 2. С. 323–327.
- [4] ГОСТ Р МЭК 60904-1-2013. Приборы фотоэлектрические. Ч. 1. Измерения вольтамперных характеристик. М. : Стандартинформ, 2014. 12 с.
- [5] ГОСТ Р МЭК 60904-2-2013. Приборы фотоэлектрические. Ч. 2. Требования к эталонным солнечным приборам. М. : Стандартинформ, 2014. 10 с.
- [6] ГОСТ Р МЭК 60904-7-2013. Приборы фотоэлектрические. Ч. 7. Вычисление поправки на спектральное несоответствие при испытаниях фотоэлектрических приборов. М. : Стандартинформ, 2014. 8 с.
- [7] ГОСТ Р МЭК 60904-8-2013. Приборы фотоэлектрические. Ч. 8. Измерение спектральной чувствительности фотоэлектрических приборов. М. : Стандартинформ, 2014. 8 с.
- [8] ГОСТ Р МЭК 60904-9-2016. Приборы фотоэлектрические. Ч. 9. Требования к характеристикам имитаторов солнечного излучения. М. : Стандартинформ, 2017. 12 с.
- [9] ГОСТ Р МЭК 60904-10-2013. Приборы фотоэлектрические. Ч. 10. Методы определения линейности характеристик. М. : Стандартинформ, 2014. 13 с.
- [10] ГОСТ Р 55702-2013. Источники света электрические. Методы измерения электрических и световых параметров. М. : Стандартинформ, 2014. 44 с.
- [11] ГОСТ Р 8.587-2001. Средства измерений характеристик оптического излучения солнечных имитаторов. Методика поверки. М. : Госстандарт России, 2002. 16 с.
- [12] Крат С. А. Собственная температурная зависимость кремниевых фотопреобразователей лучистого потока при тепловакуумных испытаниях космических аппаратов // Решетневские чтения : материалы XVIII Междунар. науч.-практ. конф. Красноярск. 2015. Т. 1. С. 375–376.
- [13] Schubert F., Spinner D. Solar simulator spectrum and measurement uncertainties // Energy Procedia, 2016, no. 92, pp. 205–210.
- [14] Mülleijans H., Salis E. Linearity of photovoltaic devices: quantitative assessment with N-lamp method // Measurement Science and Technology, 2019, no. 30, 065008 (9 pp). doi: 10.1088/1361-6501/ab1231
- [15] Metzendorf J., Winter S., Wittchen T. Radiometry in photovoltaics: calibration of reference solar cells and evaluation of reference values // Metrologia, 2000, no. 37, pp. 573–578.
- [16] Фиданян Г. С., Морозова С. П., Парфентьев Н. А., Катышева А. А., Лисянский Б. Е., Саприцкий В. И. Установка для измерения абсолютной спектральной чувствительности солнечных элементов в стандартных условиях // Сборник «Труды XXIV Международной научно-технической конференции по фотоэлектронике и приборам ночного видения», 2016, С. 258–262.
- [17] Osterwald C. R., Campanelli M., Moriarty T., Emery K. A., Williams R. Temperature-dependent spectral mismatch corrections // IEEE Journal of Photovoltaics, 2015, vol. 5, no. 6, pp. 1692–1697.
- [18] Стребков Д. С., Никитин Б. А., Харченко В. В., Гусаров В. А., Тихонов П. В. Влияние температуры в широком интервале значений на параметры солнечных элементов // ЭЛЕКТРО. Электротехника, электроэнергетика, электротехническая промышленность. 2013. № 4. С. 46–48.
- [19] Крат С. А., Крат Н. М., Шаров А. К. Способ коррекции собственной температурной зависимости кремниевых фотоэлектрических преобразователей. Пат. № 2585613, Российская Федерация, 2016, бюл. № 15.
- [20] Акционерное общество «Объединенная ракетно-космическая корпорация». Список продукции. Датчик суммарного теплового потока ФОА 020 [Электронный ресурс]. URL: <https://www.rosorok.ru/catalog/preobrazovateli-sistemy-izmereniya-kontrolya-i-diagnostiki/228/> (дата обращения: 21.08.2020).
- [21] Крат С. А. Теплоприемник ФОА 020 как альтернативное средство контроля освещенности при тепловакуумных испытаниях космических аппаратов // Решетневские чтения : материалы XX Междунар. науч.-практ. конф. Красноярск. 2017. Т. 1. С. 340–342.



## PROBLEMS OF IRRADIANCE CHARACTERISTICS MEASUREMENT OF SOLAR SIMULATORS FOR GROUND SPACECRAFT TESTS

**A. A. Shevchuk<sup>1,3</sup>, O. V. Pastushenko<sup>1</sup>, V. V. Dvirniy<sup>1,2</sup>,  
G. V. Dvirniy<sup>3</sup>, A. A. Filatov<sup>4</sup>**

<sup>1</sup> JSC «Academician M. F. Reshetnev» Information Satellite Systems»,  
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

<sup>2</sup> Siberian Federal University, Krasnoyarsk, Russian Federation

<sup>3</sup> Reshetnev Siberian State University of Science and Technology,  
Krasnoyarsk, Russian Federation

<sup>4</sup> LLC NPO Heliosfera, Saint Petersburg, Russian Federation

The reliability of both spacecraft as a whole and of their systems is confirmed at the stage of complex ground-based experimental tests, including complex thermal vacuum tests. The thermal state of the test object in thermal vacuum chambers is obtaining, in particular, using a solar simulator. Radiometers based on silicon photoelectric converters are most often used to control the irradiance of a solar simulator under conditions of thermal vacuum tests. At the same time, an analysis of the features of silicon photoelectric converters shows that their direct measurement with the accuracy required for ground-based tests of spacecraft is impossible; their output is nonlinear, depends on the received spectrum, their own temperature and has long-term instability. The achieved measurement accuracy directly depends on the number and accuracy of the tools used and the methods of the necessary correction, of which the mismatch correction between the solar simulator spectrum and the solar spectrum is the most difficult and laborious. At the same time, spectrally nonselective heat flux radiometers are free from the above disadvantages. In the course of the experiment we carried out, the significant dependence of the accuracy of measuring the irradiance with radiometers based on silicon photoelectric converters on the received spectrum was confirmed. The conclusion is made that direct measurement by heat flux radiometers of the irradiance of the solar simulator is most justified under the conditions of thermal vacuum tests.

**Keywords:** thermal vacuum tests, solar simulator, irradiance, spectral mismatch, photoelectric converter, heat flux radiometer.

### References

- [1] GOST R 56469–2015. *Apparaty kosmicheskoye avtomaticheskoye. Termobalansnyye i termovakuumnyye ispytaniya* [State Standard R 56469–2015. Automatic spacecrafts. Thermal balance and thermal vacuum tests]. Moscow, Standartinform Publ., 2015. 11 p. (In Russian)
- [2] Kravchenko S. V., Nesterov S. B., Roman'ko V. A., Testoyedov N. A., Khalimanovich V. I., Khristich V. V. *Podhody k sozdaniyu kompleksnykh sistem dlya otrabotki i ispytaniya kosmicheskikh apparatov* [Approaches to creating integrated systems for optimization and testing of spacecraft] // Engineering Journal: Science and Innovation, 2013, no. 1 (13), pp. 149–175. (In Russian)
- [3] Aslanyan R. O., Anisimov D. I., Marchenko I. A., Pantelev V. I. *Imitatory solnechnogo izlucheniya dlya termovakuumnykh ispytaniy kosmicheskogo apparata* [Solar simulators for thermal vacuum tests of spacecraft]. Siberian Journal of Science and Technology, 2017, vol. 18, no. 2, pp. 323–327 (In Russian).
- [4] GOST R MEK 60904–1–2013. *Pribory fotoelektricheskie. Chast' 1. Izmereniya vol'tampornykh kharakteristik* [State Standard R IEC 60904–1–2013. Photovoltaic devices. Part 1. Measurement of photovoltaic current-voltage characteristics]. Moscow, Standartinform Publ., 2014. 12 p. (In Russian)
- [5] GOST R MEK 60904–2–2013. *Pribory fotoelektricheskie. Chast' 2. Trebovaniya k etalonnym solnechnym priboram* [State Standard R IEC 60904–2–2013. Photovoltaic devices. Part 2. Requirements for reference solar devices]. Moscow, Standartinform Publ., 2014. 10 p. (In Russian)
- [6] GOST R MEK 60904–7–2013. *Pribory fotoelektricheskie. Chast' 7. Vychisleniye popravki na spektral'noye nesootvetstviye pri ispytaniyakh fotoelektricheskikh priborov* [State Standard R IEC 60904–7–2013. Photovoltaic devices. Part 7. Computation of the spectral mismatch correction for measurements of photovoltaic devices]. Moscow, Standartinform Publ., 2014. 8 p. (In Russian)

- [7] GOST R MEK 60904–8–2013. *Pribory fotoelektricheskie. Chast' 8. Izmereniye spektral'noy chuvstvitel'nosti fotoelektricheskikh priborov* [State Standard R IEC 60904–8–2013. Photovoltaic devices. Part 8. Measurement of spectral response of a photovoltaic devices]. Moscow, Standartinform Publ., 2014. 8 p. (In Russian)
- [8] GOST R MEK 60904–9–2016. *Pribory fotoelektricheskie. Chast' 9. Trebovaniya k harakteristikam imitatorov solnechnogo izlucheniya* [State Standard R IEC 60904–9–2016. Photovoltaic devices. Part 9. Solar simulator performance requirements]. Moscow, Standartinform Publ., 2017. 12 p. (In Russian)
- [9] GOST R MEK 60904–10–2013. *Pribory fotoelektricheskie. Chast' 10. Metody opredeleniya lineynosti kharakteristik* [State Standard R IEC 60904–10–2016. Photovoltaic devices. Part 10. Methods of linearity measurement]. Moscow, Standartinform Publ., 2017. 12 p. (In Russian)
- [10] GOST R 55702–2013. *Istochniki sveta elektricheskoye. Metody izmereniya elektricheskikh i svetovykh parametrov* [State Standard R 55702–2013. Electric light sources. Methods of measuring of electrical and luminous characteristics]. Moscow, Standartinform Publ., 2017. 44 p. (In Russian)
- [11] GOST R 8.587–2001. *Sredstva izmereniy kharakteristik opticheskogo izlucheniya solnechnykh imitatorov. Metodika poverki* [State Standard R 8.587–2001. Instruments measuring the characteristics of optical radiation of solar simulators. Methods of verification]. Moscow, Gosstandart Publ., 2002. 16 p. (In Russian)
- [12] Krat S. A. *Sobstvennaya temperaturnaya zavisimost' kremnievyykh fotopreobrazovatelej luchistogo potoka pri teplovakuumnykh ispytaniyakh kosmicheskikh apparatov* [Inherent silicon photoelectric converter temperature dependence under space vehicle thermal vacuum tests] // *Reshetnevskie chteniya : materialy XX Mezhdunar. nauch.-prakt. konf.* [Reshetnev readings : materials of the XX International scientific-practical conference]. Krasnoyarsk, 2015, vol. 1, pp. 375–376. (In Russian)
- [13] Schubert F., Spinner D. Solar simulator spectrum and measurement uncertainties // *Energy Procedia*, 2016, no. 92, pp. 205–210.
- [14] Mülleijans H., Salis E. Linearity of photovoltaic devices: quantitative assessment with N-lamp method // *Measurement Science and Technology*, 2019, no. 30, 065008 (9 pp). doi: 10.1088/1361-6501/ab1231
- [15] Metzendorf J., Winter S., Wittchen T. Radiometry in photovoltaics: calibration of reference solar cells and evaluation of reference values // *Metrologia*, 2000, no. 37, pp. 573–578.
- [16] Fidanyan G. S., Morozova S. P., Parfent'yev N. A., Katysheva A. A., Lisyanskiy B. E., Sapritskiy V. I. *Ustanovka dlya izmereniya absolyutnoy spektral'noy chuvstvitel'nosti solnechnykh elementov v standartnykh usloviyakh* [Apparatus for measuring the absolute spectral sensitivity of solar cells under standard conditions] // *Trudy XXIV Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii po fotoelektronike i priboram nochnogo videniya*, 2016, pp. 258–262. (In Russian)
- [17] Osterwald C. R., Campanelli M., Moriarty T., Emery K. A., Williams R. Temperature-dependent spectral mismatch corrections // *IEEE Journal of Photovoltaics*, 2015, vol. 5, no. 6, pp. 1692–1697.
- [18] Strebkov D. S., Nikitin B. A., Kharchenko V. V., Gusarov V. A., Tikhonov P. V. *Vliyanie temperatury v shirokom intervale znachenij na parametry solnechnykh elementov* [Influence of temperature in a wide range of values on the parameters of solar cells]. *Elektro. Elektrotehnika, elektroenergetika, elektrotekhnicheskaya promyshlennost'*, 2013, no. 4, pp. 46–48. (In Russian)
- [19] Krat S. A., Krat N. M., Sharov A. K. *Sposob korrektsii sobstvennoy temperaturnoy zavisimosti kremnievyykh fotoelektricheskikh preobrazovatelej* [Method for correction of intrinsic temperature dependence of silicon photoelectric converters]. Patent RU 2585613, 2016, bulletin no. 15.
- [20] *Akcionernoe obshchestvo «Ob"edinennaya raketno-kosmicheskaya korporatsiya». Spisok produktsii. Datchik summarnogo teplovogo potoka FOA 020* [Joint Stock Company "United Rocket and Space Corporation". List of products. Total heat flow sensor FOA 020]. Available at: <https://www.rosorkk.ru/catalog/preobrazovatelyi-sistemy-izmereniya-kontrolya-i-diagnosticski/228/> (accessed 21.08.2020). (In Russian)
- [21] Krat S. A. *Teplopriemnik FOA 020 kak al'ternativnoe sredstvo kontrolya osveshchennosti pri teplovakuumnykh ispytaniyakh kosmicheskikh apparatov* [FOA 020 heat receiver as sunlight control alternative under space vehicles' thermal vacuum tests] // *Reshetnevskie chteniya : materialy XIX Mezhdunar. nauch.-prakt. konf.* [Reshetnev readings : materials of the XX International scientific-practical conference]. Krasnoyarsk, 2017, vol. 1, pp. 340–342. (In Russian)

## Сведения об авторах

*Двирный Валерий Васильевич* – доктор технических наук, профессор базовой кафедры «Прикладная физика и космические технологии» Сибирского федерального университета. Окончил Московский авиационный институт в 1969 году. Область научных интересов: агрегаты систем космических аппаратов, защита интеллектуальной собственности.

*Двирный Гурий Валерьевич* – кандидат технических наук, доцент кафедры «Технология машиностроения» Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Окончил

Сибирский федеральный университет в 2008 году. Область научных интересов: наземная экспериментальная отработка конструкций космических аппаратов.

*Пастушенко Олег Валерьевич* – начальник сектора АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва в 2011 году. Область научных интересов: автоматизация технологических процессов и производств, термовакuumные испытания космических аппаратов и их составных частей.

*Филатов Антон Александрович* – кандидат технических наук, технический директор ООО «НПО Гелиосфера». Окончил Санкт-Петербургский государственный институт точной механики и оптики (Технический университет) в 1999 году. Область научных интересов: создание имитаторов Солнца для наземно-экспериментальной отработки космических аппаратов.

*Шевчук Андрей Александрович* – аспирант Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Окончил Сибирский федеральный университет в 2019 году. Область научных интересов: электроника, оптика, термовакuumные испытания космических аппаратов.



## МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕКОМПЛАНАРНОГО МЕЖПЛАНЕТНОГО ПЕРЕЛЕТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ С УЧЕТОМ ОСОБЕННОСТЕЙ ДВИЖЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНО ЦЕНТРА МАСС

**Р. М. Хабибуллин✉, О. Л. Старинова**

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

*Работа посвящена некомпланарному межпланетному перелету Земля–Венера космического аппарата, оснащенного неидеально отражающим солнечным парусом, величина и направление ускорения от которого рассчитываются с учетом зеркального и диффузного отражений, поглощения и пропускания фотонов поверхностью солнечного паруса. Целью гелиоцентрического движения является попадание космического аппарата с солнечным парусом в сферу Хилла Венеры – области пространства, в которой могут двигаться тела, оставаясь спутником планеты. Особенностью работы является исследование движения космического аппарата с неидеально отражающим солнечным парусом с учетом движения относительно центра масс. Для этого задача разбивается на три этапа. На первом этапе формируется номинальная программа управления движением центра масс космического аппарата. На втором этапе определяются достаточные угловые скорости для обеспечения полученной программы номинального управления и рассчитываются параметры органов управления космического аппарата – тонкопленочных элементов управления, расположенных по периметру солнечного паруса. Принцип работы органов управления довольно прост. При изменении напряжения, подающегося на тонкопленочный элемент управления, он становится прозрачным или непрозрачным, возникает разница нормальных составляющих сил светового давления, обеспечивающая создание управляющего момента для изменения ориентации космического аппарата в пространстве. На третьем этапе проводится моделирование совместного движения центра масс и относительно центра масс космического аппарата для демонстрации реализуемости полученной программы управления. В результате проводится сравнение некомпланарных межпланетных перелетов Земля–Венера с учетом и без учета тонкопленочных элементов управления.*

*Ключевые слова: неидеально отражающий солнечный парус, программа номинального управления, некомпланарный межпланетный перелет, тонкопленочный элемент управления.*

### Введение

Согласно Федеральной космической программе России на 2016–2025 годы, утвержденной постановлением Правительства РФ от 23 марта 2016 года № 230, одной из основных задач является выполнение международных обязательств «по участию не менее чем в двух миссиях в рамках международной кооперации по исследованию Марса, Венеры, Меркурия и Солнца, в осуществлении полетов автоматических космических ап-

паратом (КА) к планетам и телам земной группы». Исследование планет и околосолнечного пространства предоставляет возможность найти ответы на многие фундаментальные вопросы формирования Солнечной системы, возникновения и развития жизни на Земле. Перспективным путем снижения стоимости подобных миссий является использование физических принципов, не связанных с затратами рабочего тела, для формирования заданных гелиоцентрических траекторий, например, движение с помощью солнечного паруса (СП). СП – это приспособление, использующее давление солнечного света на отражающую поверхность для приведения в движение КА [1]. Значительное

✉ khabibullin.roman@gmail.com

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2020

преимущество использования СП состоит в том, что он способен заменить двигательную установку на борту малого КА. Отсутствие рабочего тела позволяет существенно уменьшить массу всего КА и продлить срок его активного существования.

Недостаточно изучен вопрос движения относительно центра масс (ЦМ) КА с СП каркасного типа, который необходимо учитывать при формировании программ номинального управления КА. В работах [2–5] описаны способы управления ориентацией СП роторного типа с помощью тонкопленочных элементов управления (ТЭУ), не требующих применения механических воздействий. ТЭУ располагаются в дискретных областях на поверхности СП и способны изменять отражательную способность. При изменении напряжения, подающегося на ТЭУ, он становится прозрачным или непрозрачным, возникает разница нормальных составляющих сил светового давления, обеспечивающая создание управляющего момента для изменения ориентации КА в пространстве.

Работы, посвященные анализу этой перспективной возможности управления ориентацией КА с СП каркасного типа в пространстве с помощью ТЭУ при совершении некомпланарных межпланетных перелетов, отсутствуют. Следовательно, обоснование успешного применения программы управления гелиоцентрическим перелетом с заданными проектными параметрами КА с СП является актуальной научной проблемой.

## 1. Постановка задачи

Рассматривается межпланетный некомпланарный перелет КА с неидеально отражающим СП с гелиоцентрической орбиты Земли к Венере. Неидеально отражающий СП – это СП, величина и направление ускорения от которого рассчитываются с учетом зеркального и диффузного отражений, поглощения и пропускания фотонов поверхностью СП. Предполагается, что КА выведен из сферы действия Земли с помощью разгонного блока. Цель перелета – попадание в сферу Хилла планеты – области пространства, в которой могут двигаться тела, оставаясь спутником планеты. Для выполнения поставленной цели достаточно чтобы расстояние между КА и планетой  $Dist$  было меньше радиуса Хилла планеты  $R_{Хилла}$  при значении интеграла энергии КА  $h$  меньше нуля.

Введем систему координат OPNS, связанную с СП (рис. 1). Точка O является центром системы координат и совпадает с ЦМ КА с СП. Ось OP направлена по вектору  $\mathbf{p}$ , лежащему в плоскости СП и совпадающему с проекцией на поверхность СП радиус-вектора  $\mathbf{r}$ . Ось ON направлена по вектору нормали СП  $\mathbf{n}$  в сторону от источника света. Ось OS лежит в плоскости СП и дополняет систему координат до правой. Угол  $\lambda$  между век-

тором нормали  $\mathbf{n}$  и радиус-вектором  $\mathbf{r}$  будем называть углом установки СП или управляющим углом.

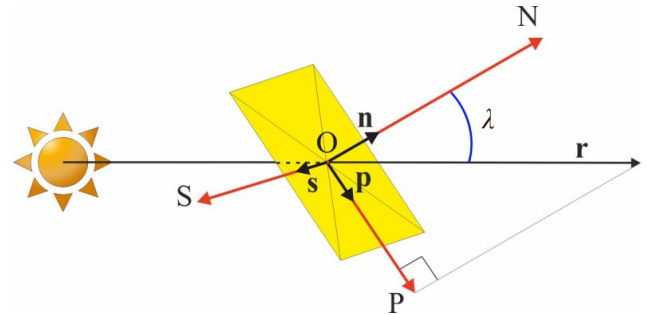


Рис. 1. Система координат OPNS, связанная с СП

Введем вектор фазовых координат  $\mathbf{X}$ , описывающий движение ЦМ и движение относительно ЦМ КА в комбинированной системе координат [6]:

$$\mathbf{X} = (r, u, V_r, V_u, \Omega, i, \theta_p, \theta_n, \theta_s, \omega_p, \omega_n, \omega_s)^T,$$

где  $r$  – гелиоцентрическое расстояние КА с СП;  $u$  – аргумент широты;  $V_r, V_u$  – радиальная и тангенциальная скорости;  $\Omega$  – долгота восходящего узла орбиты;  $i$  – наклонение орбиты;  $\theta_p, \theta_n, \theta_s$  – углы поворота СП относительно осей OP, ON, OS;  $\omega_p, \omega_n, \omega_s$  – соответствующие угловые скорости.

Поскольку в работе рассматривается КА каркасного типа, то нет необходимости управлять собственным вращением СП относительно оси ON. Для описания номинального управления движением КА вводится вектор  $\mathbf{U}$  [6]:

$$\mathbf{U} = \{\delta_p(t), \delta_s(t)\}^T,$$

где  $\delta_p(t), \delta_s(t)$  – функции номинального управления, определяющие вращение СП относительно осей OP и OS соответственно. Функции  $\delta_p(t)$  и  $\delta_s(t)$  принимают значение «+1» при увеличении угла установки СП  $\lambda$ , «-1» – при уменьшении угла установки СП  $\lambda$ , «0» – при неизменности ориентации СП. Собственное вращение СП относительно оси ON не учитывается. В работе рассматривается последовательное управление, что исключает возможность вращения относительно двух осей одновременно. Данное допущение должно быть обусловлено неравенством:

$$|\delta_p(t)| + |\delta_s(t)| \leq 1.$$

Фиксированный вектор проектных параметров  $\mathbf{prm}$  КА с СП описывается следующим образом [6]:

$$\mathbf{prm} = \{m, m_{СП}, S, \rho, \rho_r, \rho_d, \alpha, \tau, h_{ТЭУ}\}^T,$$

где  $m$  – масса КА с СП;  $m_{СП}$  – масса СП;  $S$  – площадь СП;  $\rho$  – коэффициент отражения поверхности СП;  $\rho_r$  – коэффициент зеркального отражения поверхности СП;  $\rho_d$  – коэффициент диффузного отражения поверхности СП;  $\alpha$  – коэффициент по-

глощения фотонов поверхностью СП;  $\tau$  – коэффициент пропускания;  $h_{\text{ТЭУ}}$  – ширина ТЭУ.

Параметры вектора фазовых координат  $\mathbf{X}$  и вектора управления  $\mathbf{U}$  должны удовлетворять следующим ограничениям:

$$\omega_{\text{дост}} \leq |\omega| < \omega_{\text{пред}},$$

где  $\omega_{\text{дост}}$  – достаточная угловая скорость, необходимая для выполнения программного разворота;  $\omega$  – вектор угловой скорости КА;  $\omega_{\text{пред}}$  – предельная угловая скорость, при которой КА будет испытывать критические нагрузки.

Граничные условия гелиоцентрического перелета обеспечивают попадание КА с СП в сферу Хилла планеты и записываются следующим образом [6]:

$$\mathbf{X}(t_0) = \mathbf{X}_0, \mathbf{X}(t_k) = \mathbf{X}_k.$$

В качестве основного критерия оптимальности выбрано минимальное время перелета  $t_k \rightarrow \min$ :

$$\begin{aligned} \mathbf{U}_{\text{opt}}(t) = \\ = \arg \min_{\mathbf{U}(t)} t_k (\mathbf{U} | \mathbf{pr} \in P, \mathbf{X}(t_0) = \mathbf{X}_0, \mathbf{X}(t_k) = \mathbf{X}_k). \end{aligned}$$

Предлагается следующая процедура решения данной задачи:

- получение номинальной программы управления движением ЦМ КА;
- определение достаточных угловых скоростей для обеспечения полученной программы номинального управления, расчет параметров органов управления ТЭУ;
- моделирование совместного движения ЦМ и относительно ЦМ для демонстрации реализуемости полученной программы управления.

## 2. Математическая модель движения

В рамках данной работы рассматривается модель плоского неидеально отражающего СП со следующими допущениями [6]:

- $\rho = \text{const} \neq 0$ ,  $\alpha = \text{const} \neq 0$ ,  $\tau = \text{const} \neq 0$ ;
- рассеивание диффузно отраженных фотонов происходит равномерно во всех направлени-

ях в полуплоскости, соответственно, направление результирующего вектора силы от рассеянных фотонов совпадает с направлением нормали к СП;

- излучение на поверхности СП от нагрева поглощенных фотонов происходит равномерно по всем направлениям в полуплоскости, т. е. результирующий вектор силы тяги от поглощенных фотонов совпадает с направлением падения фотонов.

Принятые допущения позволяют сформировать новую модель неидеально отражающего СП. Введем подвижную объектоцентрическую систему координат ORUZ (рис. 2), которая используется при моделировании гелиоцентрического движения КА с СП. Точка О – центр системы координат, совпадающая с ЦМ КА. Ось OR направлена по радиус-вектору  $\mathbf{r}$  в сторону от источника света. Ось OU лежит в плоскости орбиты и направлена по движению КА. Ось OZ перпендикулярна плоскости орбиты и дополняет систему координат до правой. Положение плоскости орбиты определяется долготой восходящего узла  $\Omega$  и наклонением  $i$ .

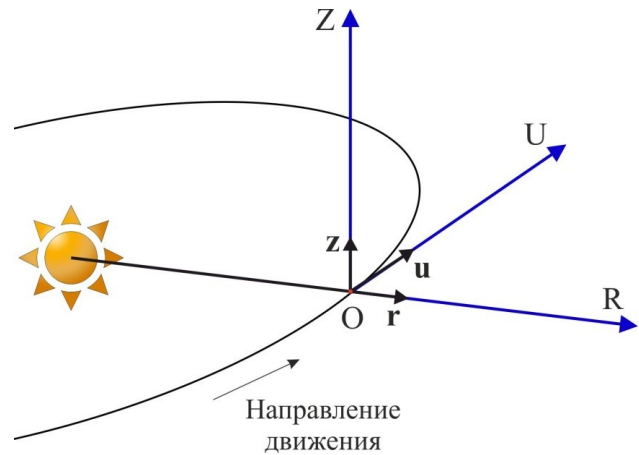


Рис. 2. Подвижная объектоцентрическая система координат ORUZ

Вектор полного ускорения  $\mathbf{a}$  в системе координат ORUZ с учетом особенностей отражательной способности поверхности СП записывается следующим образом:

$$\mathbf{a} = \begin{bmatrix} a_r \\ a_u \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_p \left( \sin \lambda_1 \sqrt{\cos^2 \lambda_2 + \left( \frac{\sin \lambda_2}{\sin \lambda_1} \right)^2} + \sin \lambda_2 \cos \lambda_1 \sqrt{\sin^2 \lambda_2 - \left( \frac{\sin \lambda_2}{\sin \lambda_1} \right)^2} \right) + a_n \cos \lambda_2 \cos \lambda_1 \\ a_p \left( \sin \lambda_1 \sin \lambda_2 \sqrt{\sin^2 \lambda_2 - \left( \frac{\sin \lambda_2}{\sin \lambda_1} \right)^2} - \sqrt{\cos^2 \lambda_2 + \left( \frac{\sin \lambda_2}{\sin \lambda_1} \right)^2} \cos \lambda_1 \right) + a_n \cos \lambda_2 \sin \lambda_1 \\ a_p \cos \lambda_2 \sqrt{\sin^2 \lambda_2 - \left( \frac{\sin \lambda_2}{\sin \lambda_1} \right)^2} - a_n \sin \lambda_2 \end{bmatrix};$$



$$a_p = P_3 \left( \frac{R_0}{r} \right)^2 \frac{S}{m} \cos \lambda_1 \cos \lambda_2 \left( 1 - \rho + \alpha \frac{\varepsilon_f B_f - \varepsilon_b B_b}{\varepsilon_f + \varepsilon_b} \right) \sqrt{\sin^2 \lambda_1 \cos^2 \lambda_2 + \sin^2 \lambda_2};$$

$$a_n = P_3 \left( \frac{R_0}{r} \right)^2 \frac{S}{m} \cos^2 \lambda_1 \cos^2 \lambda_2 \left( 1 + \rho + \alpha \frac{\varepsilon_f B_f - \varepsilon_b B_b}{\varepsilon_f + \varepsilon_b} \right).$$

Здесь  $P_3$  – давление отсвеса падающего солнечного света на полностью поглощающую поверхность «абсолютно черного» тела на орбите Земли,  $P_3 = 4,55 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м}^{-2}$ ;  $R_0$  – среднее расстояние между ЦМ Солнца и Земли,  $R_0 = 1 \text{ а.е.}$ ;  $\varepsilon_f, \varepsilon_b$  – коэффициенты излучения освещенной и теневой стороны СП;  $B_f, B_b$  – коэффициенты эмиссионной диффузии

освещенной и теневой стороны СП соответственно;  $\lambda_1$  – угол между радиус-вектором и проекцией нормали СП на плоскость орбиты;  $\lambda_2$  – угол между нормалью СП и ее проекцией на плоскость орбиты.

В табл. 1 приведены оптические характеристики поверхности неидеально отражающей модели СП.

Таблица 1

Оптические характеристики поверхности СП

Модель	Оптические коэффициенты поверхности СП								
	$\rho$	$\rho_r$	$\rho_d$	$\alpha$	$\varepsilon_f$	$\varepsilon_b$	$B_f$	$B_b$	$\tau$
Неидеально отражающий СП [7]	0,87	0,94	0,06	0,12	0,05	0,55	0,79	0,55	0,01

Сформирована математическая модель гелиоцентрического движения ЦМ КА, которая описывается традиционной системой дифференциальных уравнений в комбинированной системе координат с учетом гравитации Земли и Венеры [8].

Движение относительно ЦМ КА осуществляется за счет изменения отражательных свойств ТЭУ (рис. 3). Пусть фотоны падают на поверхность СП по направлению нормали  $\mathbf{n}$  к СП. С одной стороны СП ТЭУ отключены от подачи тока, поэтому на эту сторону СП от падающих и отраженных фотонов будет действовать сила  $F_1$ . На ТЭУ с другой стороны СП подано напряжение, в результате чего на эту сторону СП от падающих и поглощенных фотонов будет действовать сила  $F_2$ .

Очевидно, что  $F_1 > F_2$ . За счет разницы нормальных составляющих сил светового давления  $\Delta F = F_1 - F_2$ , действующих на ТЭУ, создается внешний момент, влияющий на ориентацию СП. Подобное управление было успешно испытано на КА с СП IKAROS [9]. ТЭУ, меняющие свои отражательные свойства, позволяют управлять пространственной ориентацией СП без использования гироскопов, корректирующих двигателей и других устройств, что, в результате, уменьшает массу всей конструкции КА с СП.

Математическая модель движения относительно ЦМ с учетом особенностей отражательной способности поверхности СП и ТЭУ, а также размеров ТЭУ описывается следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\theta}_p &= \omega_p \\ \dot{\theta}_n &= \omega_n \\ \dot{\theta}_s &= \omega_s \\ \dot{\omega}_p &= \left[ 12P_3 \left( \frac{R_0}{r} \right)^2 S_{\text{ТЭУ}} \cos \lambda_1 \cos \lambda_2 \times \right. \\ &\quad \left. \times \left[ \cos \lambda_1 \cos \lambda_2 \left( \rho_r \rho + \alpha \frac{\varepsilon_f B_f - \varepsilon_b B_b}{\varepsilon_f + \varepsilon_b} \right) + (1 - \rho_r) \rho B_f \right] \frac{(\sqrt{S} + h_{\text{ТЭУ}})}{m_{\text{СП}} S} + \omega_n \omega_s \right] \delta_p \\ \dot{\omega}_n &= 0 \\ \dot{\omega}_s &= \left[ 12P_3 \left( \frac{R_0}{r} \right)^2 S_{\text{ТЭУ}} \cos \lambda_1 \cos \lambda_2 \times \right. \\ &\quad \left. \times \left[ \cos \lambda_1 \cos \lambda_2 \left( \rho_r \rho + \alpha \frac{\varepsilon_f B_f - \varepsilon_b B_b}{\varepsilon_f + \varepsilon_b} \right) + (1 - \rho_r) \rho B_f \right] \frac{(\sqrt{S} + h_{\text{ТЭУ}})}{m_{\text{СП}} S} + \omega_p \omega_n \right] \delta_s \end{aligned} \right\}$$

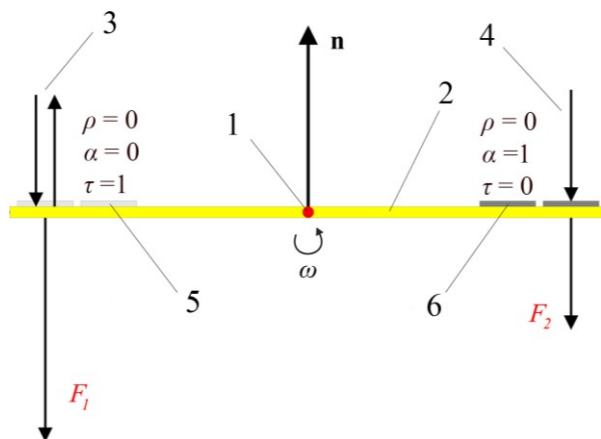


Рис. 3. Принцип работы ТЭУ ориентацией СП (1 – ЦМ КА; 2 – СП; 3 – падающие и отраженные фотоны; 4 – падающие фотоны; 5 – ТЭУ, питание выключено; 6 – ТЭУ, питание включено)

ЦМ КА рассматривается как точка сосредоточенной массы, разворот осуществляет только СП, обладающий массой  $m_{СП}$ . Разработанная математическая модель движения КА с неидеально отражающим СП позволяет анализировать воз-

можность управления крупногабаритной тонкопленочной конструкцией для реализации перелетов между некомпланарными гелиоцентрическими орбитами.

### 3. Результаты моделирования некомпланарного перелета Земля–Венера с учетом движения относительно центра масс

В соответствии с процедурой решения поставленной задачи было проведено моделирование движения ЦМ КА массой 39,8 кг с неидеально отражающим СП площадью 500 м<sup>2</sup> и получено номинальное управление движения для осуществления перелета Земля–Венера (рис. 4 и 5). Управляющие углы  $\lambda_1$  и  $\lambda_2$  и функции управления  $\delta_p$  и  $\delta_s$  описывают номинальную программу управления движением КА с СП. Процедура формирования номинальных программ управления движением КА с СП, основанная на базе использования законов локально-оптимального управления (ЗЛОУ), рассмотрена в [10].

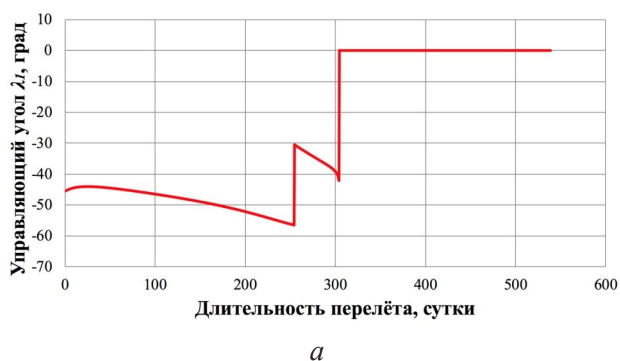


Рис. 4. Зависимости управляющих углов во времени: а) угол  $\lambda_1$ ; б) угол  $\lambda_2$

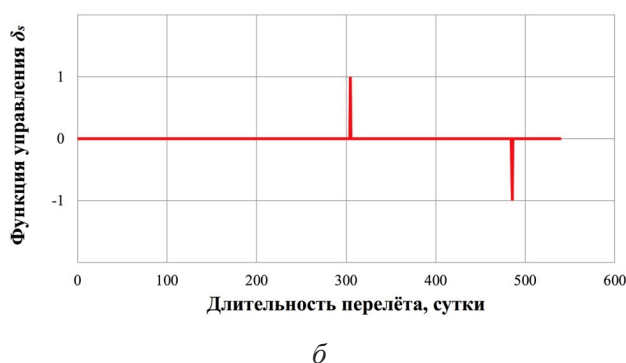
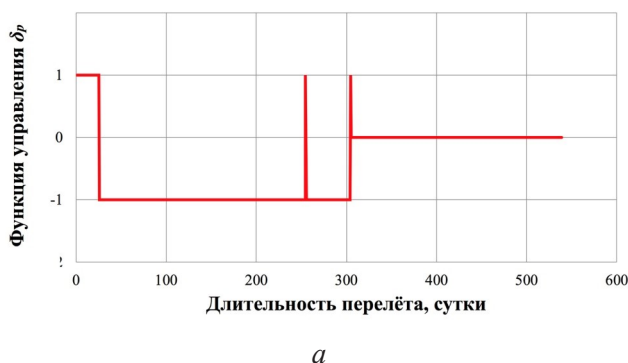


Рис. 5. Зависимости функции управления во времени: а) функция управления  $\delta_p$ ; б) функция управления  $\delta_s$

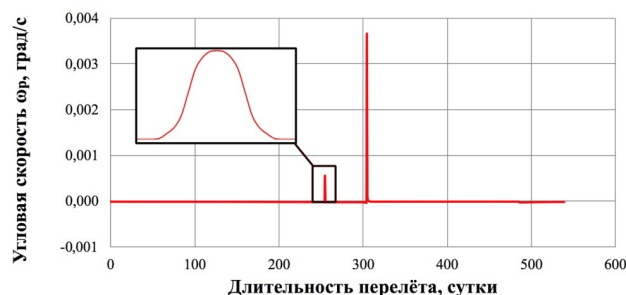
По результатам проведения моделирования движения ЦМ КА с неидеально отражающим СП выявлено, что для реализации гелиоцентрического некомпланарного перелета ЦМ КА с неидеаль-

но отражающим СП с орбиты Земли к Венере на расстояние 579 226 км потребовалось 539 суток. Интеграл энергии достиг значения  $-0,140 \text{ км}^2 \cdot \text{с}^{-2}$ , что ниже нуля. Полученные значения расстояния

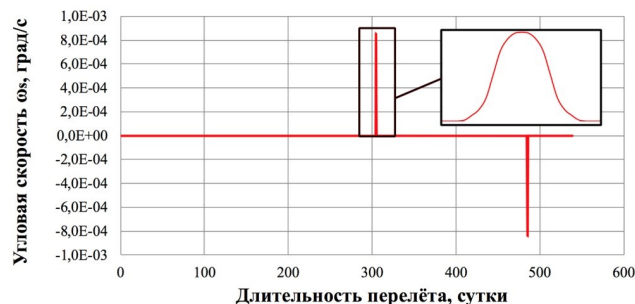
до Венеры и интеграла энергии демонстрируют возможность КА двигаться внутри сферы Хилла, оставаясь спутником планеты. Из этого следует, что полученная программа номинального управления позволяет выполнить поставленную задачу.

Далее, в соответствии с процедурой решения поставленной задачи, определены максимальная достаточная угловая скорость  $\omega_{\text{дост}}$  и ширина ТЭУ  $h_{\text{ТЭУ}}$  для реализации найденной программы номинального управления. Графики изменения угловых скоростей  $\omega_p$  и  $\omega_s$  относительно осей ОР и ОС приведены на рис. 6.

На рис. 7 представлен модуль вектора угловой скорости  $|\omega|$ , с помощью которого и определены достаточные угловые скорости и необходимые габариты ТЭУ. По рис. 7 видно, что весь перелет можно условно разделить на 7 участков – 3 с резким изменением угла управления (участки 2, 4, 6) и 4 с плавным изменением ориентации СП (участки 1, 3, 5, 7). Для каждого участка определена максимальная достаточная угловая скорость и габариты ТЭУ в зависимости от расстояния от источника света и управляющего угла. Результаты расчета представлены в табл. 2.



а



б

Рис. 6. Зависимости угловой скорости во времени:  
а) угловая скорость  $\omega_p$ ; б) угловая скорость  $\omega_s$

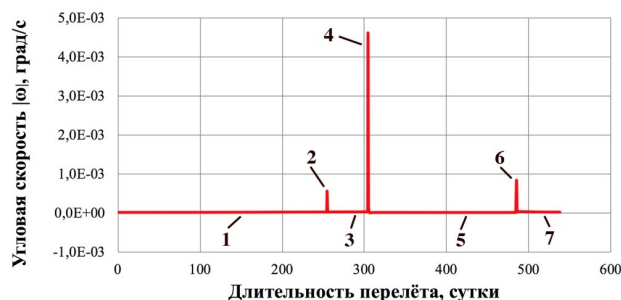


Рис. 7. Зависимости модуля вектора угловой скорости во времени

Таблица 2

К определению максимальной достаточной угловой скорости и габаритов ТЭУ

№ участка	Временной период, сут.		Расстояние до источника света, а.е.	$ \lambda _{\text{max}}$ , град	$ \omega_{\text{дост}} $ , град/с	$h_{\text{ТЭУ}}$ , м	$S_{\text{ТЭУ}}$ , м <sup>2</sup>	% от $S$ , %
	Начало	Завершение						
1	0	254	1,02	-56,44	$2,53 \cdot 10^{-5}$	0,235	20,780	4,156
2	254	255	0,75	-30,48	$5,59 \cdot 10^{-4}$	0,123	10,940	2,188
3	255	304	0,75	-41,97	$3,84 \cdot 10^{-5}$	0,011	1,000	0,200
4	304	305	0,72	36,10	$4,61 \cdot 10^{-3}$	1,062	90,487	18,097
5	305	485	0,77	36,10	$2,72 \cdot 10^{-5}$	0,007	0,650	0,130
6	485	486	0,75	-36,10	$8,37 \cdot 10^{-4}$	0,201	17,838	3,568
7	486	1000	0,75	-36,10	$3,67 \cdot 10^{-5}$	0,009	0,800	0,160

Из табл. 2 видно, что для реализации программы номинального управления движением КА необходимо установить на СП ТЭУ шириной 1,062 м. Площадь ТЭУ  $S_{\text{ТЭУ}}$  равна 90,487 м<sup>2</sup>, что составляет около 18 % от общей площади СП. Именно такие

габариты ТЭУ обеспечивают достаточную угловую скорость  $\omega_{\text{дост}}$  равную  $4,61 \cdot 10^{-3}$  град/с, на 304 день перелета на расстоянии 0,72 а.е. от источника света.

Далее проведено совместное моделирование движения ЦМ и относительно ЦМ с исполь-



зованием программы номинального управления с учетом ТЭУ. Получена траектория некомпланарного перелета Земля–Венера КА с неидеально отражающим СП с учетом движения относительно ЦМ КА (рис. 8).

По результатам совместного моделирования выявлено, что расстояние между КА и Венерой

$Dist^*$  достигло 205 943 км, а интеграл энергии  $h^*$  равен  $-2,885 \text{ км}^2/\text{с}^2$ , что удовлетворяет условиям моделирования. В табл. 3 приведено сравнение алгоритмов использования ЗЛОУ без учета и с учетом ТЭУ, а в табл. 4 – сравнение перелетов КА с СП с орбиты Земли к Венере без учета и с учетом ТЭУ.

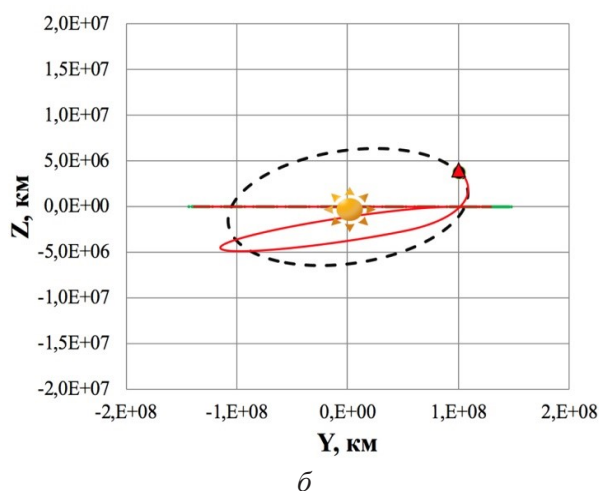
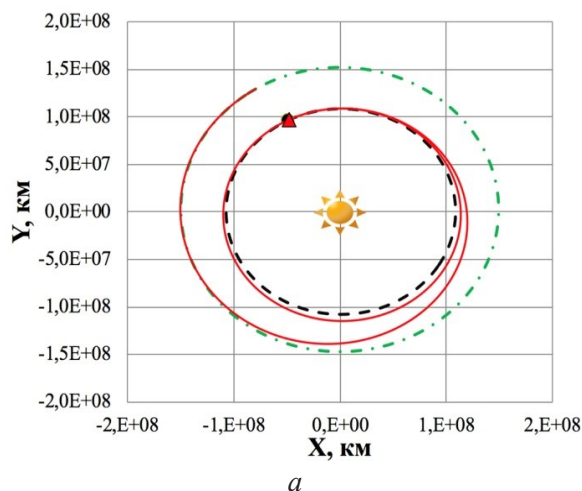


Рис. 8. Траектория перелета КА с СП:  
а) плоскость XOY; б) плоскость YOZ (▲ — КА; ● — Венера; ☼ — Солнце;  
- - - орбита Земли; - - - орбита Венеры; — траектория КА)

Таблица 3

Сравнение алгоритмов использования ЗЛОУ без учета и с учетом ТЭУ

№ п/п	ЗЛОУ	Длительность, сут.	
		без учета ТЭУ	с учетом ТЭУ
1	наискорейшее уменьшение радиуса перигелия, $\downarrow r_p$	254	254
2	наискорейшее уменьшение радиуса афелия, $\downarrow r_a$	50	49
3	наискорейшее увеличение долготы восходящего узла, $\uparrow \Omega$	181	185
4	наискорейшее увеличение наклонения, $\uparrow i$	55	58

Таблица 4

Сравнение перелетов КА с СП с орбиты Земли к Венере без учета и с учетом ТЭУ

№ п/п	Наименование	Размерность	Значение	
			без учета ТЭУ	с учетом ТЭУ
1	Ширина ТЭУ, $h_{\text{ТЭУ}}$	м	0	1,062
2	Площадь ТЭУ, $S_{\text{ТЭУ}}$	м <sup>2</sup>	0	90,487
3	Дата старта, $D_0$	дд.мм.гггг	29.07.2026	28.07.2026
4	Дата завершения перелета, $D_k$	дд.мм.гггг	19.01.2028	25.01.2028
5	Длительность перелета	сут.	540	546
6	Расстояние до цели, $Dist$	км	579 590	205 943
7	Интеграл энергии, $h$	км <sup>2</sup> /с <sup>2</sup>	-1,035	-2,885

По результатам совместного моделирования движения ЦМ и относительно ЦМ КА с учетом ТЭУ выявлено, что гелиоцентрический некомпланарный перелет Земля–Венера реализуем для КА с СП с заданными проектными харак-

теристиками. Найденная программа управления движением КА с неидеально отражающим СП обеспечивает выполнение всех необходимых и достаточных условий перелета, описанных в постановке задачи.

## Закключение

Рассмотрен некомпланарный межпланетный перелет Земля–Венера КА массой 39,8 кг с неидеально отражающим СП площадью 500 м<sup>2</sup> с учетом особенностей движения относительно ЦМ. Для проведения моделирования данного перелета сформирована математическая модель движения, состоящая из двух систем дифференциальных уравнений, описывающих движение ЦМ и относительно ЦМ. Проведено моделирование движения ЦМ КА, в результате которого была получена программа номинального управления движением, позволяющая совершить перелет КА с СП с орбиты Земли к Венере на расстояние

579 226 км за 539 суток. Поскольку основной задачей было провести моделирование движения с учетом особенностей движения относительно ЦМ, было установлено, что для совершения перелета Земля–Венера на СП необходимо установить ТЭУ площадью 90,487 м<sup>2</sup>, что составило около 18 % от общей площади СП. По результатам совместного моделирования движения ЦМ и относительно ЦМ выявлено, что длительность перелета увеличилась и составила 546 суток, а расстояние между КА и Венерой, наоборот, сократилось и достигло 205 943 км. Таким образом, гелиоцентрический некомпланарный перелет Земля–Венера реализуем для КА с СП с заданными проектными характеристиками.

## Список литературы

- [1] Поляхова Е. Н. Космический полет с солнечным парусом. М. : Книжный дом «ЛИБРОКОМ», 2011. 320 с.
- [2] Макаренкова Н. А. Управление пространственным положением солнечного паруса // Труды МАИ. 2017. № 94. С. 1–21.
- [3] Макаренкова Н. А. Управление кинетическим моментом солнечного паруса путем изменения отражательной способности его поверхности // Труды МАИ. 2018. № 98. С. 1–25.
- [4] Borggräfe A., Heiligers J., Ceriotti M., McInnes C.R. Optical Control of Solar Sails using Distributed Reflectivity // Proceedings of AIAA SciTech 2014. 2014. pp. 1–14.
- [5] Borggräfe A., Heiligers J., Ceriotti M. Inverse problem for shape control of flexible space reflectors using distributed solar pressure // Smart Materials and Structures. 2014. vol. 23. no. 7. pp. 1–18.
- [6] Хабибуллин Р. М. Программа управления для некомпланарного гелиоцентрического перелёта к Венере космического аппарата с неидеально отражающим солнечным парусом // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18. № 4. С. 117–128. doi: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-117-128.
- [7] McInnes C. R. Solar sailing: technology, dynamics and mission applications // Springer Science & Business Media. 2013. 296 p.
- [8] Khabibullin R. M. Set of controlled motion models for a spacecraft equipped with an non-perfectly reflecting frame type solar sail for heliocentric flight // AIP Conf. Proc. 2019. vol. 2171. no. 1. pp. 050005-1–050005-9. doi: 10.1063/1.5133197.
- [9] Mori O., Sawada H., Funase R., Morimoto M., Endo T., Yamamoto T., Tsyda Y., Kawakatsu Y., Kawaguchi J. First Solar Power Sail Demonstration by IKAROS // Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology. 2010. pp. 1–6.
- [10] Хабибуллин Р. М., Старинова О. Л. Алгоритм управления пространственным движением космического аппарата с неидеально отражающим солнечным парусом на базе законов локально-оптимального управления для совершения гелиоцентрического перелета Земля – Марс // Инженерный журнал: наука и инновации. 2020. № 8 (104). doi: 10.18698/2308-6033-2020-8-2006.

## NON-COPLANAR INTERPLANETARY FLIGHT SIMULATION CONSIDERING MOTION RELATIVE TO THE CENTER OF MASS PECULIARITIES OF SOLAR SAIL SPACECRAFT

**R. M. Khabibullin, O. L. Starinova**

*Samara National Research University,  
Samara, Russian Federation*

*The paper is devoted to the non-coplanar interplanetary Earth–Venus flight of a spacecraft equipped with a non-perfectly reflecting solar sail, the magnitude and direction of acceleration*

from which is calculated taking into account specular and diffuse reflections, absorption and transmission of photons by the surface of the solar sail. The goal of the heliocentric motion is to transfer the solar sail spacecraft into the Hill sphere of Venus with zero hyperbolic excess of speed. A feature of the paper is the study of the motion of a non-perfectly reflecting solar sail spacecraft taking into account the motion relative to the center of mass. The problem is divided into three stages. At the first stage, a nominal program for controlling the motion of the spacecraft center of mass is formed. At the second stage, sufficient angular velocities are determined to ensure the obtained nominal control program and the parameters of the spacecraft controls – thin-film controls located along the perimeter of the solar sail – are calculated. The operating principle of the thin-film controls is quite simple. When the voltage applied to the thin-film controls changes, they become transparent or opaque, there is a difference in the normal components of the light pressure forces, which provides a control torque for changing the orientation of the spacecraft in space. At the third stage, the joint motion of the center of mass and relative to the center of mass of the spacecraft is simulated to demonstrate the feasibility of the obtained control program. As a result, a comparison is made of non-coplanar interplanetary Earth–Venus flights with and without thin-film control elements.

**Keywords:** non-perfectly reflecting solar sail, locally nominal control program, non-coplanar interplanetary flight, thin-film controls.

## References

- [1] Polyakhova E. N. *Kosmicheskij polyot s solnechnym parusom* [Space flight with solar sail]. Moscow, LIBROCOM, 2011. 320 p. (In Russian)
- [2] Makarenkova N. A. *Upravlenie prostranstvennym polozheniem solnechnogo parusa* [Solar sail spatial position control] // Trudy MAI, 2017, no. 94, pp. 1–21. (In Russian)
- [3] Makarenkova N. A. *Upravlenie kineticheskim momentom solnechnogo parusa putyom izmeneniya otrazhatel'noj sposobnosti ego poverhnosti* [Controlling the kinetic moment of the solar sail by changing of the reflectivity of its surface] // Trudy MAI, 2018, no. 98, pp. 1–25. (In Russian)
- [4] Borggräfe A., Heiligers J., Ceriotti M., McInnes C.R. Optical Control of Solar Sails using Distributed Reflectivity // Proceedings of AIAA SciTech 2014, 2014, pp. 1–14.
- [5] Borggräfe A., Heiligers J., Ceriotti M. Inverse problem for shape control of flexible space reflectors using distributed solar pressure // Smart Materials and Structures, 2014, vol. 23, no. 7, pp. 1–18.
- [6] Khabibullin R. M. *Programma upravleniya dlya nekomplanarnogo geliocentricheskogo pereleta k Venere kosmicheskogo apparata s neideal'no otrazhayushchim solnechnym parusom* [Control program for noncoplanar heliocentric flight to Venus of non-perfectly reflecting solar sail spacecraft] // Vestnik of Samara Sniversity. Aerospace and Mechanical Engineering, 2019, vol. 18, no. 4, pp. 117–128. doi: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-117-128. (In Russian)
- [7] McInnes C. R. Solar sailing: technology, dynamics and mission applications // Springer Science & Business Media, 2013, 296 p.
- [8] Khabibullin R. M. Set of controlled motion models for a spacecraft equipped with an non-perfectly reflecting frame type solar sail for heliocentric flight // AIP Conf. Proc., 2019, vol. 2171, no. 1, pp. 050005-1–050005-9. doi: 10.1063/1.5133197.
- [9] Mori O., Sawada H., Funase R., Morimoto M., Endo T., Yamamoto T., Tsyda Y., Kawakatsu Y., Kawaguchi J. First Solar Power Sail Demonstration by IKAROS // Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology, 2010, pp. 1–6.
- [10] Khabibullin R. M., Starinova O. L. *Algoritm upravleniya prostranstvennym dvizheniem kosmicheskogo apparata s neideal'no otrazhayushchim solnechnym parusom na baze zakonov lokal'no-optimal'nogo upravleniya dlya soversheniya geliocentricheskogo pereleta Zemlya – Mars* [An algorithm for controlling the spatial motion of a spacecraft with an imperfectly reflecting solar sail based on the laws of locally optimal control for Earth – Mars heliocentric flight] // Engineering Journal: Science and Innovation, 2020, no. 8 (104). doi: 10.18698/2308-6033-2020-8-2006. (In Russian)

## Сведения об авторах

Старинова Ольга Леонардовна – доктор технических наук, доцент, заведующая кафедрой динамики полета и систем управления Самарского национального исследовательского университета имени академика

С. П. Королева. Область научных интересов: проектирование космических аппаратов, динамика полета, управление космическим аппаратом с малой тягой, методы оптимизации.

*Хабибуллин Роман Маратович* – инженер 2-й категории отдела конгрессно-выставочной деятельности, старший преподаватель кафедры высшей математики Самарского национального исследовательского университета имени академика С. П. Королева. Окончил аспирантуру в Самарском национальном исследовательском университете имени академика С. П. Королева в 2019 году. Область научных интересов: солнечный парус, межпланетный перелет, моделирование движения.



## ОБОСНОВАНИЕ ВЫБОРА МЕТОДА И КРИТЕРИЯ КЛАСТЕРИЗАЦИИ ДЛЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОГО АНАЛИЗА ПРИ УПРАВЛЕНИИ ПОЛЕТОМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

**С. В. Соловьёв**

Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана  
(национальный исследовательский университет),  
г. Москва, Российская Федерация

*В статье исследуются методы интеллектуального анализа телеметрической информации космических аппаратов. Кратко дано текущее состояние и основные недостатки процесса контроля при осуществлении управления полетом космических аппаратов. Устранение недостатков предлагается осуществить внедрением процедур интеллектуализации в части анализа телеметрической информации. На основе методов кластерного анализа данных предложен способ автоматического определения момента возникновения аномалий в состоянии космических аппаратов, которые являются предвестниками нештатных ситуаций. Изложена принципиальная схема работы интеллектуальной системы контроля, построенная на базе использования метода кластерного анализа телеметрической информации космических аппаратов. Обоснованы условия выбора метода и критерия кластеризации с учетом целей, преследуемых при решении задач контроля при управлении полетом космических аппаратов. Приведено математическое описание методов и критериев кластеризации, выбранных для дальнейшей практической апробации. Для апробации предлагаемого метода анализа для различных методов и критериев кластеризации проведены расчеты с использованием архивной телеметрической информации. С точки зрения времени заблаговременного обнаружения аномалии в состоянии для отдельной составной части космических аппаратов делается выбор метода и критерия кластеризации для проведения дальнейших исследований и опытных работ.*

*Ключевые слова: управление космическим полетом, система контроля, интеллектуальный анализ, кластеризация, нештатная ситуация.*

### Введение

Управление полетом космических аппаратов (КА) включает в качестве обязательной функции осуществление контроля. Результат контроля достигается за счет анализа параметров состояния КА. Реализация процесса контроля при управлении полетом КА в настоящее время имеет ряд недостатков [1], в том числе:

- ограниченная автоматизация процесса контроля в части анализа телеметрической информации (ТМИ) КА, на уровне метода «допускового контроля» и отдельных специализированных алгоритмов;

- существующие системы контроля определяют факт возникновения нештатных ситуаций (НШС) только при превышении значений контролируемых параметров заданных допустимых уровней;

- конечное определение результатов анализа выполняется специалистом и зависит от его квалификации, что, рано или поздно, может привести к проявлению «человеческого фактора» и потенциальной ошибке.

Альтернативным вариантом анализа ТМИ КА, разрешающего выше обозначенные недостатки, является интеллектуальный метод кластерного анализа данных. Предлагаемый метод позволяет не только осуществлять контроль текущего состояния, но и определять момент возникновения предвестников НШС, и, тем самым, прогнозировать появление НШС.

✉ sergey.soloviev@scsc.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2020

## 1. Анализ текущего состояния технологии анализа ТМИ при управлении полетом

На практике при управлении полетом КА технология анализа ТМИ имеет некоторые особенности.

Анализ ТМИ, поступающей от КА, осуществляется с использованием так называемого метода «допускового контроля» [2], при котором производится определение величины телеметрических параметров (ТМП) и сравнение их с предельными или планируемыми величинами. В результате формируется результат анализа о состоянии и функционировании КА и его составных частей. Предельные величины ТМП содержатся в эксплуатационной документации на КА и устанавливаются при разработке КА.

Также используются отдельные специализированные алгоритмы автоматизированного контроля ТМИ, которые строятся на основе очевидных физических зависимостей, свойственных той или конкретной конструкции составной части КА. Данные методы хотя и позволяют осуществить анализ технического состояния КА, имеют перечисленные выше недостатки, проявление которых может возникнуть в описанных ниже ситуациях.

Во-первых, характерной особенностью контроля полета современных КА является наличие большого количества взаимосвязей между параметрами состояния КА и, как следствие, их взаимовлияние. Это диктует необходимость использования в ходе полета КА сложных методов и алгоритмов комплексной оценки параметров состояния и анализа их отклонений от нормы.

Необходимо обратить внимание и на такой вид отклонения состояния КА от номинального или запланированного, при котором все контролируемые величины ТМП находятся в допустимых пределах, но комбинация текущих фактических величин некоторых из них является аномальной, что с течением времени может привести к выходу их величин за установленные предельные уровни, то есть к появлению НШС. Это происходит, например, когда на КА идут одновременно два процесса, но не наступила стадия их развития, приводящая к выходу каких-либо величин ТМП за допустимые границы. Обнаружение, локализация и идентификации подобных аномалий являются предметом отдельных исследований [1].

Во-вторых, становится очевидным, что современные методы анализа ТМИ хотя и позволяют обнаружить факт возникновения НШС, делают это только в момент выхода контролируемого ТМП за допустимые пределы. Таким образом, при использовании данных алгоритмов, от запаса располагаемого времени на парирование НШС утра-

чивается временной интервал между моментом времени появления аномалии (возникновения предвестника НШС) и моментом времени ее обнаружения [2].

В-третьих, контроль состояния КА оператором предполагает постоянное выполнение однотипных простых операций и непрерывной концентрации внимания в условиях поступления слабо изменяющихся значений контролируемых параметров. При возникновении такого состояния снижается внимание человека, увеличивается нагрузка, возрастает возможность принятия неверных решений, что является особенно опасным для пилотируемых КА. Уменьшается надежность человека в человеко-машинной системе, притупляется его бдительность. Данные обстоятельства приводят к возникновению так называемого «человеческого фактора».

На основании вышесказанного становится очевидным, что необходимо создавать методы, позволяющие автоматизировать процесс анализа ТМИ в системе контроля функционирования КА. При этом задачи, решаемые оператором, смещаются в область анализа причин нежелательных процессов и аномалий при их обнаружении.

## 2. Метод кластерного анализа для решения задач автоматизации и интеллектуализации процесса анализа ТМИ КА

В основу построения системы контроля в части решения задач анализа ТМИ КА должны быть заложены принципы автоматизации и интеллектуализации. Их реализация связана с созданием методов анализа, сводящих к минимуму участие оператора управления полетом КА.

На сегодняшний день разработано большое количество математических методов, позволяющих выявить в большом объеме данных ранее не обнаруженных, спорадических, но практически пригодных знаний, которые могут быть использованы при управлении различными процессами, в том числе в технической сфере. Совокупность данных методов носит название «интеллектуальный анализ данных».

В данной работе изложено исследование применения одного из методов интеллектуализации контроля – кластерного анализа [3], направленного на определение момента возникновения аномалий как предвестников НШС, позволяющего автоматически и заблаговременно определять ее потенциальное возникновение.

К преимуществам предлагаемого метода кластерного анализа по сравнению с используемыми методами анализа можно отнести следующее:

- отсутствие необходимости в знании предварительно заданных параметров состояния КА;

- автоматическое установление и отслеживание взаимосвязи между всеми возможными ТМП, содержащимися в ТМИ КА;
- универсальность в части контроля состояния различных составных частей КА или конструктивно различных КА;
- заблаговременность определения момента возникновения аномалии;
- учет информации о предыдущих характерных наблюдаемых номинальных состояниях КА.

### 3. Предложение по применению перспективного интеллектуального метода заблаговременного определения аномалий как предвестников НШС

Данные, которые передаются в составе ТМИ КА, содержат ТМП состояния КА. Часть этих ТМП измеряются датчиками, входящими в состав системы бортовых измерений и необходимы для осуществления управления полетом КА как средствами бортового комплекса управления КА, так и наземными средствами управления. Поскольку указанные ТМП передаются на землю «порционно» в составе телеметрического кадра или пакета, то будем их использовать для создания кластеров и последующего анализа. При этом значения ТМП, сформированные на борту КА в одно и то же время, будут образовывать многомерный вектор состояния. Таким образом, под вектором технического состояния КА или его составной части (далее просто вектор) будем понимать многомерный вектор  $P_m$ , образованный значениями ТМП  $p_i$  на определенный момент времени  $t_m$ :

$$t = t_m : P_m = \{p_1, p_2, \dots, p_i, \dots, p_n\}, \quad 1 \leq i \leq n,$$

где  $n$  – количество ТМП, описывающих функционирование системы.

Процедурам кластеризации мы будем подвергать получаемые векторы.

С точки зрения применения кластерного анализа, как метода анализа состояния функционирования КА, можно выделить два этапа: обучение и анализ (рис. 1).

1. На *этапе обучения* выполняется создание модели номинального функционирования КА по ТМИ, полученной на этапе штатного функционирования КА.

Величины ТМП, по которым осуществляется контроль составной части КА, формируют вектор в многомерном пространстве, привязанный к шкале времени. Эти векторы кластеризуют, т. е. разделяют на группы. Таким образом, в многомерном векторном пространстве формируются области. Если при этом любыми другими способами анализа не зафиксировано отклонений или НШС, то эти области соответствуют номинальному

функционированию КА. Эти области называются номинальными рабочими областями и сохраняются в базе знаний номинального функционирования.

2. На *этапе анализа* производится анализ состояния КА.

В режиме реального времени поступает текущая ТМИ, из значений параметров которой образуются векторы. Для каждого такого вектора определяется отклонение от ближайшего номинального кластера, полученного на этапе обучения. Формируется специальный параметр  $\Delta$ , для которого его отрицательное значение будет соответствовать номинальному функционированию КА, а положительное значение – случаю нахождения вектора вне границ номинальной области функционирования:

$$\Delta = \rho(x_i, x_k) - \rho_k^{\max},$$

где  $\rho(x_i, x_k) = \sqrt{\sum_{e=1}^n (x_{ie} - x_{ke})^2}$ ,  $e = \overline{1, n}$  – значение евклидова расстояния от текущего вектора до центра ближайшего для него кластера,  $\rho_k^{\max}$  – значение расстояния между  $k$ -ым центром кластера (центроидом) и наиболее удаленным вектором от  $k$ -го центроида, относящегося к  $k$ -му кластеру, т. е. радиус  $k$ -го кластера.

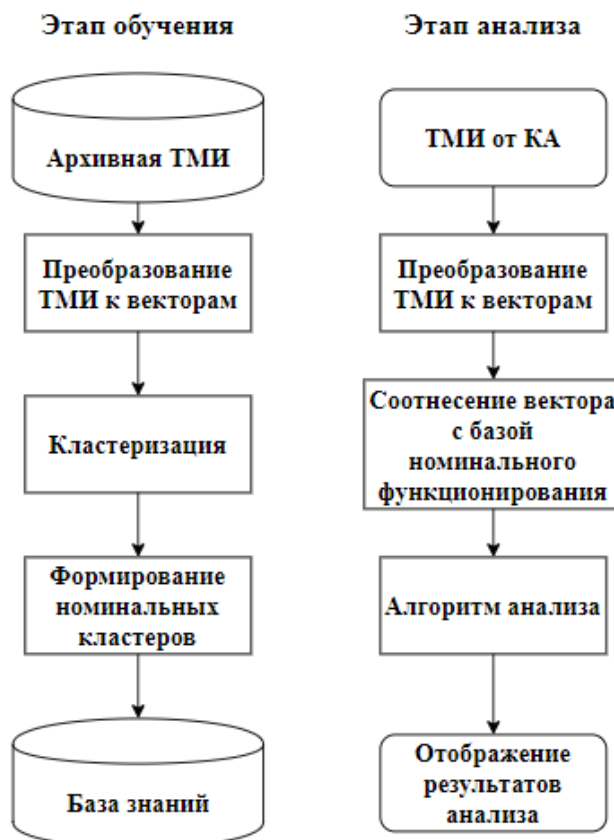


Рис. 1. Принципиальная схема работы интеллектуальной системы контроля на основе метода кластерного анализа

Вектор, соответствующий номинальному функционированию, т. е. вошедший в соответствующий кластер, в дальнейшем добавляется к номинальной базе данных, таким образом уточняя ранее построенную модель номинального функционирования КА. Если анализируемый вектор не соответствует норме, фиксируется отклонение и происходит предупреждение оператора о возникновении аномалии.

#### 4. Формулирование условий выбора методов и критериев кластеризации

В процессе орбитального полета КА постоянному контролю подвергаются все виды параметров состояния КА и его составных частей. Комплексная оценка состояния и функционирования КА должна дать ответ с высокой степенью достоверности на следующие вопросы [2]:

- возможно ли реализовать запланированную программу полета КА;
- соответствует ли запланированной программе полета состояние КА и его составных частей;
- адекватны ли реакции составных частей КА на формируемые управляющие воздействия как от бортового комплекса управления, так и от наземного комплекса управления;
- устойчив ли информационный обмен между наземным комплексом управления и КА;
- соответствуют ли технические характеристики КА заданным требованиям.

Контролю должны подлежать все процессы и составные части КА с учетом внешних воздействующих факторов и ограничений на процесс орбитального полета КА. Высшим приоритетом в процессе контроля при управлении полетом является задача обеспечения безопасности экипажа пилотируемого КА и безопасности автоматического КА [2].

При определении условий выбора методов и критериев кластеризации необходимо учитывать, в первую очередь, цели, которые преследуются при решении задач контроля при управлении полетом КА. С учетом этих задач, а также необходимости в осуществлении анализа в режиме реального времени непрерывно в течение всего периода орбитального полета, условия выбора можно сформулировать следующим образом:

- способность определять аномалии и НШС, не рассмотренные в документации и не прогнозируемые аналитически;
- адекватность результатов, т. е. в процессе анализа ТМИ должны получаться достоверные данные, соответствующие реальному функционированию КА и его составных частей;
- решение задачи анализа ТМИ в масштабе времени, максимально близкому к реальному;

- высокая чувствительность, т. е. максимально возможное заблаговременное определение предвестника возникновения НШС или какого-либо проявления аномалии или отклонения в функционировании или состоянии составных частей КА;

- автоматическая реализация процесса анализа, при котором оператор непосредственно не участвует, а получает только результат работы предлагаемого метода.

В соответствии с вышеобозначенными условиями для дальнейшего сравнения аналитически были выбраны три метода кластеризации: метод  $k$ -средних ( $k$ -means), метод нечеткой кластеризации  $c$ -средних (fuzzy  $c$ -means) и метод пространства близости (affinity propagation [AP]). Основными причинами такого выбора были стремление познакомиться с одной стороны различные методы, а с другой стороны относительно простые, т. е. способные работать с ТМИ, поступающей в режиме реального времени.

#### 5. Математическое описание методов кластеризации

Метод  $k$ -средних ( $k$ -means) [6]. Алгоритм разделительной кластеризации, реализует разнесение векторов на предварительно определенное число кластеров  $k$  посредством следующих итерационных действий:

1. Первичное спорадическое разнесение, задать точность  $\delta$  для завершения алгоритма, номер итерации  $l = 0$  и определить случайным образом количество кластеров  $k$ .

2. Расчет центроидов кластеров осуществляется как:

$$c_l^{(i)} = \frac{\sum_{j=1}^d u_{ij}^{(l-1)} \cdot m_j}{\sum_{j=1}^d u_{ij}^{(l-1)}}, \quad 1 \leq i \leq k, \quad 1 \leq j \leq d,$$

где  $m_j$  –  $j$ -й исходный вектор,  $d$  – количество исходных векторов.

3. Для уменьшения квадрата ошибок пересчитать матрицу разбиения:

$$u_{ij}^{(l)} = \begin{cases} 1 & \text{при } d(m_j, c_i^{(l)}) = \min_{1 \leq k \leq c} d(m_j, c_k^{(l)}) \\ 0 & \text{в остальных случаях} \end{cases}$$

4. Сравнить  $\|U^{(l)} - U^{(l-1)}\| < \delta$ . Если условие выполняется, завершить процесс, если нет – перейти к действию 2 с номером итерации  $l = l + 1$ .

При каждом повторении выполняется уточнение границ кластеров и перемещение центроидов кластеров. Происходит уменьшение расстояния между векторами внутри кластеров.

Алгоритм завершается при условии, что границы кластеров и расположение центроидов



перестанут перемещаться при повторении действий. Это означает, что векторы распределены по кластерам.

Метод  $k$ -means является простым вычислительным алгоритмом кластеризации. Нашел применение для самых разнообразных типов данных. Метод признан достаточно эффективным, даже с учетом многочисленных пересчетов. Однако существуют и недостатки, к которым относится неопределенность выбора начального положения центроидов кластеров и спорадический принцип начального определения числа кластеров, для чего нужна априорная информация об исходных данных. Также к минусам можно отнести большую чувствительность алгоритма к значительным отклонениям векторов, что, как минимум, затормозит работу на большом количестве данных. Он плохо работает в случае несферических кластеров, кластеров разных размеров и плотностей, также может находить «лишние кластеры» в случае, если было задано большое значение  $k$ .

*Метод нечеткой кластеризации  $c$ -средних (fuzzy  $c$ -means) [6].* Наиболее известный метод нечеткой кластеризации – алгоритм  $c$ -средних. Метод определяет плотные кластеры, как правило, формы многомерной сферы. Метод также реализует последовательные итерационные действия:

1. Начальная инициализация – выбрать количество кластеров  $2 \leq c \leq d$ , параметр остановки  $\delta$ , коэффициент нечеткости  $w \in (1; +\infty)$ , задать случайно выбранными значениями матрицу разбиения.

2. Расчет положения центроидов кластеров:

$$c_l^{(i)} = \frac{\sum_{j=1}^d (u_{ij}^{(l-1)})^w \cdot m_j}{\sum_{j=1}^d (u_{ij}^{(l-1)})^w}, \quad 1 \leq i \leq c, \quad 1 \leq j \leq d.$$

3. Определение квадратов расстояний от вектора до всех центроидов кластеров:

$$d_A^2(m_j, c_l^{(i)}) = (c_l^{(i)} - m_j)^T A (c_l^{(i)} - m_j),$$

где матрица  $A$  задает метод вычисления расстояния между векторами.

4. Пересчет матрицы разбиения:

$$u_{ij}^{(i)} = \frac{1}{\sum_{k=1}^c \left( \frac{d_A^2(m_j, c_l^{(i)})}{d_A^2(m_j, c_l^{(k)})} \right)^{\frac{1}{w-1}}}$$

для всех  $1 \leq i \leq c, 1 \leq j \leq d$ . С выполнением условия

$$u_{ij} \in [0; 1], \quad \sum_{i=1}^c u_{ij} = 1; \quad 0 < \sum_{j=1}^d u_{ij} < d.$$

5. Сравнить  $\|U^{(l)} - U^{(l-1)}\| < \delta$ . Если условие выполняется, алгоритм кончается, в противном

случае – перейти к действию 2 с номером итерации  $l = l + 1$ .

Метод нечеткой кластеризации позволяет решить проблему для векторов, которые могут попасть на границу двух кластеров – им задают величину принадлежности, равную 0,5 [7]. Основным недостаток данного метода состоит в работе с векторами, удаленными от центроидов всех кластеров. Такие векторы сложно отнести к какому-либо из кластеров, однако присвоение малой степени принадлежности не решает проблему, поскольку сумма их степеней принадлежности такая же, как и для векторов, близких к центроидам кластеров, т. е. равна единице.

Одним из параметров алгоритма кластеризации является коэффициент нечеткости  $w$ . Чем больше  $w$ , тем конечная матрица разбиения  $U$  становится более размытой, и при  $w \rightarrow \infty$  она примет вид  $U = [1/c]$ , что говорит о том, что векторы могут быть отнесены ко всем кластерам, и, соответственно, метод не выполнил свою основную задачу по определению похожести векторов, сделав их одинаково похожими.

*Метод распространения близости (affinity propagation) [8].* Еще один пример алгоритма кластеризации представлен на рис. 4. В отличие от алгоритма  $k$ -средних, данный метод не требует заранее определять число кластеров, на которое будут разбиты исходные векторы. Основная идея алгоритма заключается в том, что векторы разделяются по группам на основе того, как они «общаются», или насколько они похожи друг на друга.

Вводятся матрицы схожести  $S$ , ответственности  $R$  и доступности  $A$ . Для заполнения элементов матрицы схожести  $S$  вводят какую-нибудь метрику «похожести», определяющуюся тем, что  $s(x_i, x_j) > s(x_i, x_k)$  если вектор  $x_i$  больше похож на вектор  $x_j$ , чем на  $x_k$ . Простым примером такой схожести будет отрицательное евклидово расстояние  $s(x_i, x_j) = -\|x_i - x_j\|^2$ . Однако для  $i = j$  необходимо, чтобы  $s(x_i, x_j) \neq 0$ . Фактически, существует несколько возможных стратегий для того, чтобы определить матрицу схожести вектора с самим собой:

$$s(i, i) = -\lambda \quad \text{или} \quad s(i, i) = -\text{Median}_j(s(i, j)).$$

Далее необходимо заполнить матрицу ответственности  $R$  и матрицу доступности  $A$ . Сначала эти матрицы инициализируются нулями. После этого данные матрицы обновляются по очереди по правилам:

$$r_{i,k} = s(x_i, x_j) - \max_{k \neq k} \{a_{i,k} + s(x_i, x_k)\}, \quad (1)$$

$$a_{i,k} = \min \left( 0, r_{k,k} + \sum_{i \notin \{i,k\}} \max(0, r_{i,k}) \right), \quad i \neq k, \quad (2)$$

$$a_{k,k} = \sum_{i \neq k} \max(0, r_{i,k}). \quad (3)$$

Расчет элементов матриц  $A$  и  $R$  по формулам (1)–(3) повторяется несколько раз (количество итераций  $T$  устанавливается пользователем), после чего векторам  $c_i$  присваиваются номера кластеров в соответствии со следующим правилом:

$$c_i = \arg \max_k (a_{i,k} + r_{i,k}).$$

При обновлении матриц  $R$  и  $A$  используется присваивание с экспоненциальным сглаживанием с коэффициентом  $0,5 \leq \alpha < 1$ :

$$R[i] = \alpha \cdot R[i] + (1 - \alpha) \cdot R[i - 1].$$

## 6. Математическое описание критериев кластеризации

Процедура разбиения анализируемых данных на кластеры должна подчиняться определенным правилам или критериям. В первую очередь, критерий кластеризации основывается на минимизации (или максимизации) показателя качества. Для задач интеллектуального анализа данных и опытной апробации на архивной ТМИ, с учетом выше обозначенных условий, были выбраны следующие критерии:

1. *Силуэтный коэффициент (Silhouette Coefficient [SC])* [8]:

$$s = \frac{b - a}{\max(a, b)},$$

где  $a$  – среднее расстояние между вектором и всеми другими векторами этого кластера,  $b$  – среднее расстояние между вектором и другими векторами ближайшего кластера.

Величина  $s$  изменяется в пределах от  $-1$  до  $+1$ . Значение « $-1$ » означает неправильную кластеризацию (все векторы расположены в центрах некоторого другого кластера), величина « $+1$ » соответствует наилучшему разбиению на кластеры (все векторы расположены точно в центрах их кластеров), величина « $0$ » означает, что векторы расположены в среднем на одинаковом расстоянии от центра кластера их принадлежности до центра соседнего кластера.

Таким образом, чем выше значение силуэтного коэффициента (ближе к  $+1$ ), тем лучше данное решение распределяет объекты по кластерам. Значение силуэтного коэффициента обычно делится на три интервала:

- плохое качество разделения: от  $-1$  до  $0,2$ ;
- среднее качество разделения: от  $0,2$  до  $0,5$ ;
- хорошее качество разделения: от  $0,5$  до  $1$ .

2. *Индекс Калинского-Харабаза (Calinski-Harabaz Index)* [9]:

$$CHI = \frac{B}{W} \cdot \frac{N - k}{k - 1},$$

где  $N$  – количество векторов в исходном наборе,  $k$  – количество кластеров,  $B$  – матрица внутренней дисперсии (сумма квадратов расстояний между центроидами и средним по всем векторам),  $W$  – матрица внешней дисперсии (сумма квадратов расстояний между всеми векторами и ближайшим центроидом).

Данный индекс характеризует компактность кластеров и их удаленность друг от друга.

3. *Индекс Дэвиса-Болдина (Davies-Bouldin Index)* [10]:

$$DBI = \frac{1}{k} \sum_{i=1}^k \max_{i \neq j} \left( \frac{s_i + s_j}{d_{ij}} \right),$$

где  $k$  – количество кластеров,  $s_i$  – среднее расстояние между каждым вектором кластера  $i$  и центроидом этого кластера,  $d_{ij}$  – расстояние между центроидами кластеров  $i$  и  $j$ .

Индекс Дэвиса-Болдина характеризует величину среднего разброса кластеров. При его уменьшении растет расстояние между кластерами и уменьшаются их размеры.

## 6. Апробация

Исходными данными для апробации способа автоматического определения момента возникновения аномалий в состоянии КА является архивная ТМИ от составной части транспортного пилотируемого корабля (ТПК) типа «Союз». Контроль состояния и функционирования данной составной части ТПК осуществляется по показаниям 8 ТМПИ, которые измеряются датчиками температуры (4 шт.) и давления (4 шт.).

Для этапа обучения построены многомерные векторы, привязанные к шкале времени и содержащие 4 значения температуры (Т58, Т60, Т62, Т63) и 4 значения давления (ДБН1, ДБН2, ДПР1, ДПР2). Применена архивная ТМИ, полученная при полете ТПК, происходившего без каких-либо аномалий и отклонений в работе данной составной части.

Для этапа анализа использована архивная ТМИ, полученная при полете ТПК, в работе составной части которого было зафиксировано аномальное поведение. Рассматриваются все возможные совокупности методов ( $k$ -средних,  $s$ -средних, AP) и критериев (SC, CHI, DBI) кластеризации. Определяется совокупность, которая позволит раньше всего определить аномалию в функционировании рассматриваемой системы. Результаты работы предлагаемого метода представлены ниже.

На рис. 2 момент обнаружения аномалии определяется как переход значения параметра  $\Delta$  из области отрицательных значений в область положительных.



Рис. 2. Зависимость параметра  $\Delta_{\text{аном}}$  для векторов, соответствующих аномальной работе составной части ТПК, полученная при использовании метода  $k$ -средних и критерия SC (DBI)



Рис. 3. Зависимость параметра  $\Delta_{\text{аном}}$  для векторов, соответствующих аномальной работе составной части ТПК, полученная при использовании метода  $c$ -средних и критерия SC



Рис. 4. Зависимость параметра  $\Delta_{\text{аном}}$  для векторов, соответствующих аномальной работе составной части ТПК, полученная при использовании метода AP и критерия DBI

В табл. 1 представлены итоговые значения времен обнаружения аномалии.

Таблица 1

Итоговые значения времен обнаружения аномалии

	$k$ -средних	$c$ -средних	АР
SC ( $\Delta_{SC}$ )	15.08.2013 21:10:44.322	06.08.2013 23:41:00.394	Аномалия не обнару- жена
CHI ( $\Delta_{CHI}$ )	25.07.2013 05:20:49.586	19.08.2013 10:05:10.148	Аномалия не обнару- жена
DBI ( $\Delta_{DBI}$ )	15.08.2013 21:10:44.322	27.07.2013 03:41:10.171	Аномалия не обнару- жена

Фактическое время обнаружения аномалии соответствует 08.10.2013 13:34:49.987. В табл. 2 представлены данные в интервале времени между временем обнаружении аномалии автоматизированным методом и фактически зафиксированным при реальном полете.

Таблица 2

Интервалы времен обнаружения аномалии

	$k$ -средних	$c$ -средних	АР
SC ( $\Delta_{SC}$ )	53 дня 16 часов 24 минуты	62 дня 13 часов 54 минуты	—
CHI ( $\Delta_{CHI}$ )	75 дней 8 часов 14 минут	50 дней 3 часа 30 минут	—
DBI ( $\Delta_{DBI}$ )	53 дня 16 часов 24 минуты	73 дня 9 часов 54 минуты	—

При применении всех рассматриваемых методов кластеризации, кроме метода АР, удалось обнаружить аномалию раньше, чем при фактическом времени ее обнаружения. Анализируя результаты, полученные при применении метода АР, параметр  $\Delta_{аном}$  практически на протяжении всего полета был положительным, т. е. рассматриваемая система с точки зрения используемого метода анализа по параметру  $\Delta$  постоянно находилась в аномальном состоянии, что не соответствовало действительности. Причина такого поведения  $\Delta_{аном}$  для метода АР, вероятнее всего, связана со слишком большим количеством кластеров  $k$ , получаемом при применении данного метода. В результате получается завышение количества кластеров, т. е. происходит разделение сформированных кластеров на более мелкие по размеру кластеры, из-за чего уменьшаются размеры номинальных областей. Тогда вновь анализируемому вектору, в случае использования метода АР, для попадания в номинальную область

необходимо располагаться ближе к ней, чем при использовании методов  $k$ -средних и  $c$ -средних, т. к. для данных двух методов количество получившихся кластеров  $k$  меньше, следовательно, размеры номинальных областей больше.

Для систем контроля, работающих в режиме реального метода, существенным является вычислительная сложность алгоритмического аппарата методов анализа. В табл. 3 представлена вычислительная сложность используемых методов и критериев.

Таблица 3

Вычислительная сложность используемых методов и критериев

Метод	Сложность метода	Критерий	Сложность критерия
$k$ -средних	$O(nkdi)$	SC	$O(n^2d)$
$c$ -средних	$O(nk^2di)$	CHI	$O(kd)$
АР	$O(n^2i)$	DBI	$O(k^2d)$

В табл. 3  $n$  – количество векторов,  $d$  – размерность векторов,  $k$  – количество кластеров,  $i$  – количество итераций, необходимых для сходимости алгоритма.

Сравнивая используемые методы кластеризации, можно отметить, что вычислительная сложность метода АР является квадратичной, т. к. зависит от квадрата количества входных данных  $n$ , в то время как сложность методов  $k$ -средних и  $c$ -средних является линейной по отношению к количеству входных данных  $n$ . Сравнивая метод  $k$ -средних с методом  $c$ -средних можно отметить, что сложность второго в  $k$  раз больше, чем у первого. Несмотря на то, что при получившихся оптимальных значениях количества кластеров  $k$  (табл. 3) их сложность является сопоставимой, при отыскании оптимальных параметров метода  $c$ -средних необходимо, помимо количества кластеров, варьировать значение коэффициента нечеткости  $w$ , что увеличивает вычислительную сложность при использовании данного метода.

Таким образом, выбор методов кластеризации с точки зрения вычислительных затрат при их использовании стоит осуществлять в следующем порядке:  $k$ -средних,  $c$ -средних, АР.

Сравнивая используемые критерии кластеризации, можно отметить, что вычислительная сложность критерия SC является квадратичной, т. к. зависит от квадрата количества входных данных  $n$ . Сложность критериев CHI и DBI не зависит от  $n$ , т. е. их вычислительная сложность существенно меньше, чем у SC. Сравнивая критерий CHI с критерием DBI, можно отметить, что сложность DBI в  $k$  раз больше, чем у CHI. Однако, при получившихся оптимальных значениях количества кластеров  $k$  (табл. 3), их сложность является сопоставимой.



## Заключение

Рассмотрение текущего состояния технологии анализа ТМИ при управлении полетом КА показывает, что современные методы имеют ряд существенных недостатков. Следствием этого является необходимость создания методов, позволяющих автоматизировать процесс контроля функционирования КА и интеллектуализировать процедуры анализа ТМИ. В качестве применения одного из методов интеллектуализации контроля предлагается кластерный анализ данных, позволяющий автоматически и заблаговременно определять момент возникновения аномалий в состоянии КА и его составных частей, что является предвестником НШС. Основным преимуществом использования данного метода является способность выявить в большом объеме дан-

ных ранее не обнаруженных, спорадических, но практически пригодных знаний, которые могут быть использованы для обеспечения дальнейшего процесса управления полетом КА. Ключевым моментом кластерного анализа является «определение похожести» векторов, поэтому, исходя из практических задач, решаемых в процессе анализа ТМИ при управлении полетом КА, сформулированы условия выбора метода и критерия кластеризации.

Использование совокупности метода  $k$ -средних и критерия СНІ позволило обнаружить момент возникновения аномалии раньше всего. Исходя из сформулированных условий выбора метода и критерия кластеризации, для заданных исходных данных предпочтительной является совокупность метода кластеризации  $k$ -средних и критерия кластеризации СНІ.

## Список литературы

- [1] Соловьев С. В. Мишурова Н. В. Анализ текущего состояния процесса контроля при управлении полетом космических аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. вып. 3 (51). [Электронный ресурс]. URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1474.html>. doi: 10.18698/2308-6033-2016-3-1474.
- [2] Соловьев В. А., Лысенко Л. Н., Любинский В. Е. Управление космическими полетами. Ч. 2. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2010. 426 с.
- [3] Барсегян А. А., Куприянов М. С., Степаненко В. В., Холод И. И. Технологии анализа данных: Data Mining, Visual Mining, Text Mining, OLAP. 2-е изд. СПб.: Изд-во БХВ-Петербург, 2007. 384 с.
- [4] Кластеризация данных при помощи нечетких отношений в Data Mining [Электронный ресурс]. URL: [https://ami.nstu.ru/~vms/lecture/data\\_mining/fuzzy.htm](https://ami.nstu.ru/~vms/lecture/data_mining/fuzzy.htm) (дата обращения 08.12.2019).
- [5] Соловьев В. А., Любинский В. Е., Жук Е. И. Текущее состояние и перспективы развития системы управления полетами космических аппаратов // Пилотируемые полеты в космос. 2012. № 1 (3). С. 15–26.
- [6] Ведерникова М. М., Скурский Ю. А., Спирин А. И. Контроль работы сложных технических систем. Средства информационной поддержки // Труды XVII междунар. конф. «Проблемы управления и моделирования в сложных системах». 2015. С. 115–125.
- [7] Frey B. J., Dueck D. Clustering by Passing Messages Between Data Points // Science. 2007. vol. 315. issue 5814. pp. 972–976. doi: 10.1126/science.1136800.
- [8] Rousseeuw P. J. Silhouettes: a Graphical Aid to the Interpretation and Validation of Cluster Analysis // Computational and Applied Mathematics. 1987. vol. 20. issue 1. pp. 53–65. doi: 10.1016/0377-0427(87)90125-7.
- [9] Calinski T., Harabasz J. A dendrite method for cluster analysis // Communications in Statistics. 1974. vol. 3. issue 1. pp. 1–27. doi: 10.1080/03610927408827101.
- [10] Davies D. L., Bouldin D. W. A Cluster Separation Measure // IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence. 1979. vol. PAMI-1. issue 2. pp. 224–227. doi: 10.1109/TPAMI.1979.4766909.

## JUSTIFICATION OF THE CHOICE OF THE METHOD AND CRITERION OF CLUSTERING FOR INTELLIGENT ANALYSIS IN FLIGHT CONTROL SPACECRAFT

**S. V. Soloviev**

*Bauman Moscow State Technical University,  
Moscow, Russian Federation*

*The article examines the methods of intelligent analysis of telemetric information of spacecraft. The current state and main shortcomings of the control process during the spacecraft flight*

control are briefly given. It is proposed to eliminate the shortcomings by introducing intellectualization procedures in terms of telemetric information analysis. Based on the methods of cluster data analysis, a method is proposed for automatically determining the moment of occurrence of anomalies in the state of a spacecraft, which are precursors of off-nominal situations. A schematic diagram of the operation of an intelligent control system based on the use of the method of cluster analysis of the spacecraft telemetric information is presented. The conditions for choosing the method and criterion for clustering are substantiated, taking into account the goals pursued in solving control problems during flight control of the spacecraft. A mathematical description of the clustering methods and criteria selected for further practical testing is given. To test the proposed method of analysis for various methods and criteria of clustering, calculations were performed using archived telemetric information. From the point of view of the time of early detection of the anomaly in the state for a separate component of the spacecraft, the choice of the method and criterion of clustering is made for further research and experimental work.

**Keywords:** space flight control, control system, data mining, clustering, off-nominal situation.

## References

- [1] Soloviev S. V., Mishurova N. V. *Analiz tekushchego sostoyaniya processa kontrolya pri upravlenii poletom kosmicheskikh apparatov* [Analysis of the current state of the control process during spacecraft flight control] // Engineering Journal: Science and Innovation, 2016, issue 3 (51). Available at.: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1474.html>. doi: 10.18698/2308-6033-2016-3-1474. (In Russian)
- [2] Soloviev V. A., Lysenko L. N., Lyubinsky V. E. *Upravlenie kosmicheskimi poletami* [Space flight control]. Moscow, Publishing house of MSTU im. N. E. Bauman, 2010, 426 p. (In Russian)
- [3] Barsegyan A. A., Kupriyanov M. S., Stepanenko V. V., Kholod I. I. *Tekhnologii analiza dannyh: Data Mining, Visual Mining, Text Mining, OLAP* [Data analysis technologies: Data Mining, Visual Mining, Text Mining, OLAP]. St. Petersburg, Publishing house BHV-Petersburg, 2007, 384 p. (In Russian)
- [4] *Klasterizatsiya dannyh pri pomoshchi nechetkikh otnoshenij v Data Mining* [Data Clustering Using Fuzzy Relationships in Data Mining]. Available at: [https://ami.nstu.ru/~vms/lecture/data\\_mining/fuzzy.htm](https://ami.nstu.ru/~vms/lecture/data_mining/fuzzy.htm) (accessed 08.12.2019). (In Russian)
- [5] Soloviev V. A., Lyubinsky V. E., Zhuk E. I. *Tekushchee sostoyanie i perspektivy razvitiya sistemy upravleniya poletami kosmicheskikh apparatov* [Current state and development prospects of the spacecraft flight control system] // Manned Spaceflight, 2012, no. 1 (3), pp. 15–26. (In Russian)
- [6] Vedernikova M. M., Skursky Yu. A., Spirin A. I. *Kontrol' raboty slozhnykh tekhnicheskikh sistem. Sredstva informacionnoj podderzhki* [Control of the work of complex technical systems. Information support tools]. Proceedings of the XVII International Conference «Problems of Control and Modeling in Complex Systems», 2015, pp. 115–125. (In Russian)
- [7] Frey B. J., Dueck D. Clustering by Passing Messages Between Data Points // Science, 2007, vol. 315, issue 5814, pp. 972–976. doi: 10.1126/science.1136800.
- [8] Rousseeuw P. J. Silhouettes: a Graphical Aid to the Interpretation and Validation of Cluster Analysis // Computational and Applied Mathematics, 1987, vol. 20, issue 1, pp. 53–65. doi: 10.1016/0377-0427(87)90125-7.
- [9] Calinski T., Harabasz J. A dendrite method for cluster analysis // Communications in Statistics, 1974, vol. 3, issue 1, pp. 1–27. doi: 10.1080/03610927408827101.
- [10] Davies D. L., Bouldin D. W. A Cluster Separation Measure // IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1979, vol. PAMI-1, issue 2, pp. 224–227. doi: 10.1109/TPAMI.1979.4766909.

## Сведения об авторе

*Соловьев Сергей Владимирович* – кандидат технических наук, доцент кафедры СМ-3 МГТУ им. Н. Э. Баумана. Окончил МГТУ им. Н. Э. Баумана в 1993 году. Область научных интересов: управление космическим полетом, интеллектуальные методы анализа информации.

## ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ МИССИИ ДЛИТЕЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ АСТЕРОИДА АПОФИС НАНОСПУТНИКОМ С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

О. Л. Старинова, Е. А. Сергаева✉, А. Ю. Шорников

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

*В работе рассматриваются объекты несферической формы с малым гравитационным притяжением, например, астероиды, спутники планет и кометы. Рассматривается возможность осуществления миссии к малым телам Солнечной системы неправильной формы на примере астероида Апофис. Авторы статьи предлагают использовать для длительной миссии изучения Апофиса космический аппарат нано-класса с электроракетной двигательной установкой. Целью данной работы является определение необходимых затрат рабочего тела на все этапы миссии, включающей достижение астероида, формирование и поддержание заданной орбиты относительно него. При моделировании управляемого движения космического аппарата учитывается гравитационное притяжение Земли, Солнца и астероида. На этапе движения космического аппарата относительно астероида его гравитационное поле описывается как суперпозиция гравитационных полей двух вращающихся массивных точек. В работе предлагается для предварительного баллистического проектирования миссии разбить ее на два участка. Первый – оптимальный по быстродействию гелиоцентрический перелет Земля – астероид Апофис с выравниванием скорости космического аппарата относительно астероида. Второй – движение в окрестности астероида, включающее оптимальный по быстродействию маневр формирования рабочей орбиты и поддержание рабочей орбиты в течение заданного времени.*

*Ключевые слова:* наноспутник, астероид, математическая модель, управление движением, траектория движения, проектно-баллистические характеристики.

### Введение

Проблема исследования астероидов давно привлекает внимание ученых и общества [1–11]. В частности, проблема пролета астероида Апофис 99942 на угрожающем Земле расстоянии в 2029 году обсуждалась в работе [3]. Вместе с тем, значительно вырос интерес к длительным исследовательским миссиям, направленным на изучение физических свойств астероидов, комет и спутников планет [4–11], предусматривающих длительное пребывание в окрестности изучаемого тела. Например, в работе [8] приводится краткое описание современных и перспективных космических аппаратов (КА), создаваемых ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина» для фундаментальных исследований Луны, планет и малых тел Солнечной системы, предусматривающих выполнение маневров

в окрестности астероидов, в том числе сближение, посадку и возвращение грунта на Землю.

Вопросы проектирования гелиоцентрических перелетов КА к астероидам, особенно для КА с традиционными двигательными установками, достаточно хорошо исследованы. Например, в работе [12] подробно исследовано оптимальное управление КА с двигателем «большой тяги» для миссии Земля – астероид Апофис – Земля в классе многоимпульсных перелетов. Известно, что для длительных миссий наиболее эффективными, с точки зрения расхода рабочего тела, являются двигательные установки на базе электроракетных двигателей [10; 13–22]. К существенным характеристикам таких двигательных установок относятся малая тяга, создающая ускорение, сравнимое с гравитационными ускорениями от малых тел Солнечной системы, и длительное время функционирования (иногда до десяти лет). Поэтому для проектирования миссий с электроракетными двигательными установками (ЭРДУ) не-

✉ nikolaevalizaveta@mail.ru

обходимо учитывать даже малые гравитационные возмущения, что особенно затруднительно для рассматриваемого класса баллистических задач, где уровни ускорений от тяги двигателя сравнимы с гравитационными возмущениями. Работы [15; 16; 19; 20; 22–25] посвящены оптимизации гелиоцентрического движения КА с двигателями «малой тяги», не допускающие использование импульсной постановки задачи.

Значительно слабее исследован вопрос об управлении движением КА в непосредственной близости от малого небесного тела неправильной формы. Поведение КА в таком поле в значительной степени отличается от движения вблизи сфероидальных и эллипсоидальных тел, форма которых в некотором приближении может считаться правильной. Здесь нельзя использовать законы Кеплера и полученные на их основе программы управления. Отсутствие методики формирования программного управления может привести к существенным неопределенностям в определении запаса рабочего тела, необходимого для проведения миссии заданной продолжительности со всеми запланированными исследованиями. Даже поддержание постоянной орбиты у тела с нерегулярным гравитационным полем требует управления и затрат рабочего тела [7; 26–28].

Теоретическую основу исследования составляют работы, описывающие гравитационные поля малых тел Солнечной системы неправильной формы, а также работы о возможном поведении КА в окрестностях таких объектов [7; 26; 27; 29–32]. В данных исследованиях рассматривалась проблема поиска предельно точного способа формализации гравитационного поля астероидов в приложении к планируемым или уже осуществленным исследовательским миссиям, таким как NEAR Shoemaker, Hayabusa 1 и 2, Galileo, Cassini, Rosetta, Deep Space и др.

В качестве предлагаемых способов формализации гравитационного поля исследователями предлагаются следующие модели гравитационного потенциала: разложение потенциала в функциональный ряд (по сферическим, эллиптическим, эллипсоидальным функциям), модель пространственного многогранника и другие методы, основанные на оценке величины и направления гравитационного ускорения, действующего на КА.

Существенным недостатком данных моделей является их оторванность от задач баллистического проектирования и поиска оптимальных схем управления КА. Приведенные модели, в большинстве своем, требуют значительных вычислительных ресурсов и полного набора первоначальной информации о физической природе объекта исследования. На наш взгляд, последнее обстоятельство является существенным препятствием при предварительном проектировании миссии, осо-

бенно при определении программ управления КА с электроракетными двигателями. Разработчиков реальных миссий к астероидам и кометам [33–35] ставит в затруднение необходимость при использовании этих моделей заранее знать физические свойства еще неизвестного до полета объекта исследования, его геометрию и распределение масс, в том числе внутреннее. В статьях [33–35] описываются значительные трудности при определении программного управления реальными миссиями Dawn и Rosetta. Неточности в определении программ управления при проектно-баллистическом анализе миссий приводили к существенному увеличению затрат рабочего тела на маневрирование, что снижало длительность самой ценной части миссии – собственно исследования небесного тела.

Традиционным подходом к проектированию миссии и проектного облика КА с ЭРДУ является минимизация массы рабочего тела, необходимого для перелета при заданных граничных условиях, определяемых целями исследования [10; 14; 36]. Именно такой подход к проектированию миссии предлагается использовать в данной работе. Для описания гравитационного поля исследуемого астероида предлагается использовать подход, описанный в [28], который позволит сформировать оптимальное программное управление для серии динамических маневров и провести проектно-баллистический анализ миссии в целом.

### Проектно-баллистический анализ миссии длительного исследования астероида Апофис наноспутником

В данной работе рассматривается вопрос о реализуемости исследовательской миссии Земля – астероид Апофис, осуществляемой КА nano-класса с ЭРДУ. Предполагается, что КА выводится из сферы действия Земли с нулевым гиперболическим избытком скорости как попутный груз при осуществлении межпланетной миссии. Затем за счет собственной двигательной установки КА совершает гелиоцентрический перелет к Апофису, формирует рабочую орбиту и остается на ней длительное время.

В работе [37] показано, что на базе существующей элементной базы может быть разработан девятиюнитовый КА с начальной массой 9,8 кг, с ЭРДУ с номинальной тягой  $P = 2,1$  мН, скоростью истечения  $c = 20000$  м/с [38] и энергопитанием от панелей солнечных батарей (рис. 1).

В данной работе предлагается для предварительного баллистического проектирования миссии разбить ее на два участка. Первый – оптимальный по быстродействию гелиоцентрический перелет Земля – астероид Апофис с выравнивани-



ем скорости КА и астероида. Второй – движение в окрестности астероида, включающее оптимальный по быстродействию маневр формирования рабочей орбиты и поддержание рабочей орбиты в течение заданного времени.

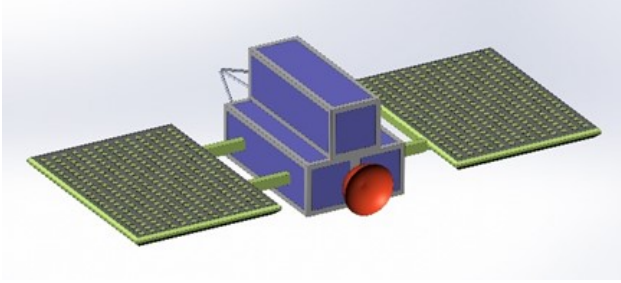


Рис. 1. Проектный облик КА с ЭРДУ nano-класса

На первом участке программа управления была получена с использованием принципа максимума Понтрягина с учетом гравитации Солнца, Земли и астероида (как материальной точки) в гелиоцентрической инерциальной системе координат. Уравнения движения в векторной форме имеют вид [37]:

$$\frac{d^2 \mathbf{r}_1}{dt^2} = -\frac{G \cdot m_{\text{SUN}}}{r_1^3} \mathbf{r}_1 - \frac{G \cdot m_{\text{SC}}}{r_{1-3}^3} (\mathbf{r}_1 - \mathbf{r}_3) - \frac{G \cdot m_E}{r_{1-4}^3} (\mathbf{r}_1 - \mathbf{r}_4), \quad (1)$$

$$\frac{d^2 \mathbf{r}_3}{dt^2} = -\frac{G \cdot m_{\text{SUN}}}{r_3^3} \mathbf{r}_3 - \frac{G \cdot m_{\text{AST}}}{r_{1-3}^3} (\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_1) - \frac{G \cdot m_E}{r_{3-4}^3} (\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_4) + \mathbf{a} + \mathbf{f}, \quad (2)$$

$$\frac{d^2 \mathbf{r}_4}{dt^2} = -\frac{G \cdot m_{\text{SUN}}}{r_4^3} \mathbf{r}_4 - \frac{G \cdot m_{\text{AST}}}{r_{1-4}^3} (\mathbf{r}_4 - \mathbf{r}_1), \quad (3)$$

$$\frac{dm_{\text{SC}}}{dt} = -\delta \frac{P}{c} \left( \frac{r_E}{r_3} \right)^2, \quad \mathbf{a} = \frac{P}{m_{\text{SC}}} \delta \mathbf{e} \left( \frac{r_E}{r_3} \right)^2. \quad (4)$$

Здесь  $m_{\text{SUN}}$ ,  $m_E$ ,  $m_{\text{AST}}$ ,  $m_{\text{SC}}$  – массы Солнца, Земли, астероида и текущая масса КА соответственно;  $\mathbf{r}_1$ ,  $\mathbf{r}_3$ ,  $\mathbf{r}_4$  – радиус-векторы астероида, КА и Земли относительно Солнца;  $r_{1-3}$  – расстояние между КА и астероидом;  $r_{1-4}$ ,  $r_{3-4}$  – расстояние от Земли до астероида и КА соответственно;  $\mathbf{a}$  – ускорение от тяги КА;  $\delta \in \{1, 0\}$  – функция включения-выключения двигателя (1 – двигатель включен, 0 – выключен);  $\mathbf{e}$  – единичный вектор направления тяги;  $\mathbf{f}$  – возмущающие ускорения, действующие на КА. В работах [39; 40] проведен анализ динамики орбитального движения КА относительно астероида Апофис с учетом возмущающих факторов, в частности указано, что

существенное влияние на КА оказывает световое давление. В данной работе сделана попытка рассчитать в первом приближении необходимый запас рабочего тела для ЭРДУ и оценить возможность длительной миссии, поэтому возмущающие факторы не учитывались.

Граничные условия первого участка обеспечивают гелиоцентрический перелет КА от Земли к астероиду с выравниванием скорости:

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_3(t_{1s}) &= \mathbf{r}_4(t_{1s}), \quad \mathbf{r}_3(t_{1f}) = \mathbf{r}_1(t_{1f}), \\ \dot{\mathbf{r}}_3(t_{1s}) &= \dot{\mathbf{r}}_4(t_{1s}), \quad \dot{\mathbf{r}}_3(t_{1f}) = \dot{\mathbf{r}}_1(t_{1f}), \end{aligned} \quad (5)$$

где  $t_{1s}$  – время начала перелета (соответствует дате и времени старта);  $t_{1f}$  – время окончания гелиоцентрического перелета. Оптимальное по быстродействию управление, как показано в [14; 16; 25; 37; 41], обеспечивается работой ЭРДУ в течение всего времени движения ( $\delta \equiv 0$ ) и направлением ускорения, доставляющему максимум гамильтониану  $\mathbf{e} = \frac{\Psi_{\dot{\mathbf{r}}_3}}{|\Psi_{\dot{\mathbf{r}}_3}|}$  ( $\Psi_{\dot{\mathbf{r}}_3}$  – вектор сопряженных

множителей, соответствующих вектору скорости КА  $\dot{\mathbf{r}}_3$ ). Для численного решения краевой задачи (1–5) использовалась методика, описанная в работе [37] и реализованная в программном комплексе [42].

На втором участке движения, в соответствии с методикой [27], гравитационное поле астероида Апофис представляется как суперпозиция полей двух материальных точек массами  $m_{\text{AST}_1} = 1,539 \cdot 10^{10}$  кг и  $m_{\text{AST}_2} = 1,161 \cdot 10^{10}$  кг, вращающихся с угловой скоростью собственного вращения астероида ( $\omega_{\text{AST}} = 5,74 \cdot 10^{-5}$  1/с) на расстоянии  $d = 248$  м (рис. 2). В [27] было показано, что при использовании такой модели погрешность в определении гравитационного ускорения астероида не превышает 10 % вплоть до поверхности астероида. Кроме астероида учитывалась гравитация Солнца и Земли.

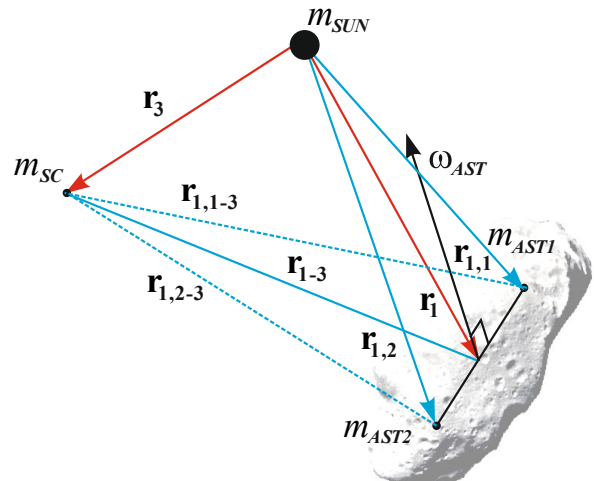


Рис. 2. К моделированию второго участка движения

Движение центра масс астероида и Земли по-прежнему будет описываться уравнениями (1) и (3), а уравнение движения КА примет вид:

$$\frac{d^2 \mathbf{r}_3}{dt^2} = -\frac{G \cdot m_{\text{SUN}}}{r_3^3} \mathbf{r}_3 - \frac{G \cdot m_{\text{AST1}}}{r_{1,1-3}^3} (\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_{1,1}) - \frac{G \cdot m_{\text{AST2}}}{r_{1,2-3}^3} (\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_{1,2}) - \frac{G \cdot m_E}{r_{3-4}^3} (\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_4) + \mathbf{a} + \mathbf{f}, \quad (6)$$

где  $\mathbf{r}_{1,1}$ ,  $\mathbf{r}_{1,2}$  – радиус-векторы массивных точек астероида относительно Солнца;  $r_{1,1-3}$ ,  $r_{1,2-3}$  – расстояния между КА и массивными точками.

Для определения управления на втором участке движения использовались две различные методики. Для определения управления, предназначенного для формирования заданной орбиты, – методика поиска оптимального по быстродействию управления, описанная в работе [43], а для длительного поддержания заданной орбиты использовался локально-оптимальный закон управления, поддерживающий постоянной большую полуось орбиты [28]. Эти методики полностью автоматизированы и реализованы в программном комплексе [44].

Результаты расчетов по участкам движения представлены в табл. и на рис. 3 (первый участок движения), 4 (формирование рабочей орбиты) и 5 (поддержание рабочей орбиты).

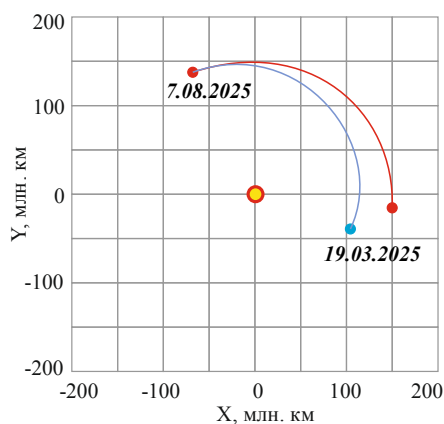


Рис. 3. Траектории КА и астероида на гелиоцентрическом участке движения

На рис. 3 траектория КА выделена красным цветом, астероида – синим. Рис. 4 иллюстрирует оптимальную траекторию формирования около-круговой орбиты радиусом 100 км относительно барицентра астероида. Астероид на рис. 4 и 5 показан схематически.

Рис. 5а демонстрирует поведение КА относительно астероида Апофис без использования постоянно действующего корректирующего ускорения с начальными условиями, соответствующими невозмущенной круговой орбиты, а рис. 5б – результат применения локально-оптимального управления, направленного на поддержание постоянным эксцентриситета орбиты.

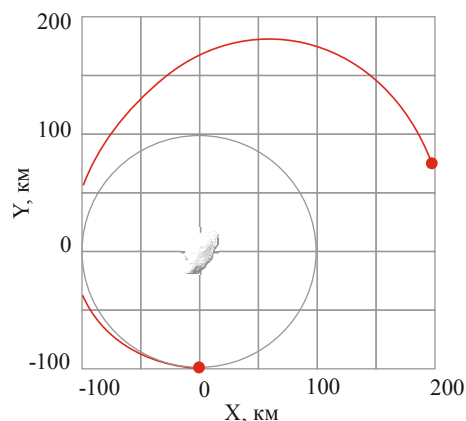
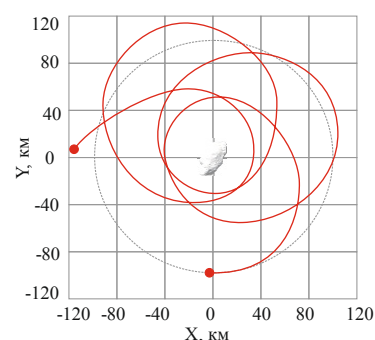
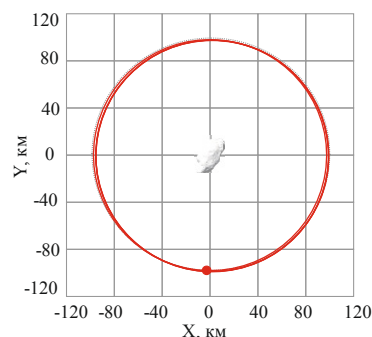


Рис. 4. Траектория формирования заданной орбиты радиусом 100 км



а



б

Рис. 5. Изменение траектории КА:  
а) – пассивное движение; б) – движение под действием стабилизирующего орбиту управления

Таблица

Баллистические характеристики  
участков движения

Маневр	Длительность, сут.	Расход рабочего тела, кг
Гелиоцентрический перелет	141,3	1,281
Формирование рабочей орбиты	4,38	$3,97 \cdot 10^{-3}$
Поддержание рабочей орбиты в течение суток	–	$0,903 \cdot 10^{-3}$

Как выяснилось, при длительных миссиях существенная часть рабочего тела расходуется на поддержание рабочей орбиты. Поэтому при предварительном планировании миссии нужно учитывать массу рабочего тела, необходимую на гелиоцентрический перелет и поддержание рабочей орбиты. Например, если считать, что исследования астероида в данной миссии должны продолжаться 10 лет, то на перелет к астероиду будет затрачено 1,281 кг, на формирование рабочей орбиты 3,97 гр., а на поддержание рабочей орбиты 3,29 кг рабочего тела.

## Заключение

В статье анализируется проблема управляемого движения космических аппаратов вблизи

объектов с нерегулярными гравитационными полями и рассмотрены конкретные баллистические характеристики миссии к астероиду Апофис. Моделирование движения проведено с разделением на два участка – гелиоцентрического движения и движения относительно астероида. Кратко описаны методики определения управления на участках движения и приведены результаты моделирования без учета возмущений, действующих на космический аппарат, и затрат на коррекцию навигационных ошибок. Показано, что с учетом этих допущений, космический аппарат массой 9,8 кг может осуществить заданную миссию десятилетнего изучения астероида Апофис, израсходовав около 4,6 кг рабочего тела.

## Список литературы

- [1] Энзеев Т. М., Ахметшин Р. З., Ефимов Г. Б. К вопросу об астероидной опасности // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. 2011. № 35. С. 1–40.
- [2] Медведев Ю. Д., Свешников М. Л., Сокольский Г. А., Тимошкова Е. И., Чернетенко Ю. А., Шор В. А. Астеродно-кометная опасность. СПб. : ИТА РАН, 1996. С. 244.
- [3] Соколов Л. Л., Башаков А. А., Питьев Н. П. Особенности движения астероида 99942 Апофис // *Астрономический вестник*. 2008. Т. 42. №. 1. С. 20–29.
- [4] Yeomans D. K., Chodas P. W., Keesey M. S., Ostro S. J., Chandler J. F., Shapiro I. I. Asteroid and comet orbits using radar data // *Astronomical Journal*, 1992, vol. 103, pp. 303–317.
- [5] Шустов Б. М., Нароенков С. А., Емельяненко В. В., Шугаров А. С. Астрономические аспекты построения системы обнаружения и мониторинга опасных космических объектов // *Астрономический вестник. Исследования солнечной системы*. 2013. Т. 47. №. 4. С. 312–320.
- [6] Geissler P., Petit J.-M., Durda D. D., Greenberg R., Bottke W., Nolan M., Moore J. Erosion and ejecta reaccretion on 243 Ida and its moon // *Icarus*, 1996, vol. 120, issue 1, pp. 140–157.
- [7] Scheeres D. J. Orbital mechanics about small bodies // *Acta Astronautica*, 2012, vol. 72, pp. 1–14.
- [8] Хартов В. В. Новый этап создания автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований // *Вестник ФГУП НПО им. С. А. Лавочкина*. 2011. № 3. С. 3–10.
- [9] Кульков В. М., Егоров Ю. Г., Крайнов А. М., Шаханов А. Е., Ельников Р. В. К вопросу проектирования малых космических аппаратов с электроракетной двигательной установкой для исследования малых тел Солнечной системы // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2015. № 1. С. 48–54.
- [10] Кульков В. М., Егоров Ю. Г., Крайнов А. М., Шаханов А. Е., Ельников Р. В. К вопросу проектирования малых космических аппаратов с маршевой электроракетной двигательной установкой для исследования окололунного пространства // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2013. № 4. С. 68–74.
- [11] Ломакин И. В., Мартынов М. Б., Поль В. Г., Симонов А. В. К вопросу реализации программы исследования малых тел Солнечной системы // *Вестник НПО им. С. А. Лавочкина*. 2013. № 4. С. 10–17.
- [12] Ивашкин В. В., Лан А. Анализ оптимальности траекторий экспедиции Земля–астероид–Земля // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. 2017. № 113. 25 с. doi: 10.20948/prepr-2017-113.
- [13] Полищук Г. М., Пичхадзе К. М. Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований. М. : МАИ-ПРИНТ, 2010.
- [14] Кульков В. М. Исследование проектных параметров и анализ эффективности применения унифицированных платформ с электроракетными двигателями в составе малых космических аппаратов // *Вестник Московского авиационного института*. 2012. Т. 19. № 2. С. 18–28.
- [15] Мартынов М. Б., Петухов В. Г. Концепция применения электроракетной двигательной установки в научных космических проектах: преимущества и особенности, примеры реализации // *Вестник НПО им. С. А. Лавочкина*. 2011. № 2. С. 3–11.
- [16] Власенков Е. В., Комбаев Т. Ш., Крайнов А. М., Черников П. С., Шаханов А. Е. Проектный облик перспективного малого космического аппарата с маршевой электроракетной двигательной установкой // *Вестник МАИ*. 2012. № 11. С. 33.
- [17] Ахметжанов Р. В., Богатый А. В., Дьяконов Г. А., Попов Г. А. Применение электроракетной двигательной

установки на базе высокочастотного ионного двигателя мощностью до 600 Вт для межпланетных космических аппаратов // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2019. № 3. С. 14–25.

- [18] Константинов М. С., Орлов А. А. Анализ влияния характеристик энергетической установки при использовании ЭРДУ в проекте исследования Меркурия // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2018. № 3. С. 106–118.
- [19] Woolley R., Olikara Z. Optimized Low-Thrust Missions from GTO to Mars // 2019 IEEE Aerospace Conference, 2019, pp. 1–10.
- [20] He S., Zhu Zh. Optimal design of near-Earth asteroid sample-return trajectories in the Sun–Earth–Moon system // Acta Mechanica Sinica, 2016, vol. 32, no. 4, pp. 753–770. doi: 10.1007/s10409-015-0527-1.
- [21] Kulumani S., Lee T. Systematic Design of Optimal Low-Thrust Transfers for the Three-Body Problem // The Journal of the Astronautical Sciences, 2019, vol. 66, no. 1, pp. 1–31.
- [22] Petukhov V. G., Konstantinov M. S., Wook W. S. Simultaneous optimization of the low-thrust trajectory and the main design parameters of the spacecraft // Advances in the Astronautical Sciences, 2017, pp. 639–653.
- [23] Willis M., D'Amico S. Analytical approach to spacecraft formation-flying with low-thrust relative spiral trajectories // Acta Astronautica, 2018, vol. 153, pp. 175–190. doi: 10.1016/j.actaastro.2018.02.002.
- [24] Петухов В. Г., Иванюхин А. В., Вук В. С. Совместная оптимизация управления и основных траекторных и проектных параметров межпланетного космического аппарата с электроракетной двигательной установкой // Космические исследования. 2019. Т. 57. № 3. С. 212–228.
- [25] Петухов В. Г., Попов Г. А. Автоматизация задач вычисления оптимальных траекторий космических аппаратов с электроракетными двигательными установками // Системный анализ, управление и навигация. 2018. С. 109–111.
- [26] Ивашкин В. В., Гуо П. Анализ возможности создания стабильного спутника астероида Апофис как однородного трехосного эллипсоида // Доклады Академии наук. 2019. Т. 489. № 1. С. 27–33.
- [27] Шорников А. Ю., Старинова О. Л. Моделирование гравитационного поля сложной конфигурации // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2015. Т. 17. № 2–1. С. 167–170.
- [28] Starinova O., Shornikov A., Nikolaeva E. Using the iESP Installed on the Space Station Moving in an Irregular Gravitational Field of the Asteroids Eros and Gaspra // Electrospraying and Electrospraying-Techniques and Applications, 2019. doi: 10.5772/intechopen.85615.
- [29] Ren Y., Shan J. On tethered sample and mooring systems near irregular asteroids // Advances in Space Research, 2014, vol. 54, no. 8, pp. 1608–1618.
- [30] Hu X., Jekeli C. A numerical comparison of spherical, spheroidal and ellipsoidal harmonic gravitational field models for small non-spherical bodies: examples for the Martian moons // Journal of Geodesy, 2015, vol. 89, no. 2, pp. 159–177.
- [31] Ивашкин В. В., Лан А. Анализ орбитального движения спутника астероида Апофис // Космические исследования. 2017. Т. 55. № 4. С. 268–277.
- [32] Wang X., Jiang Y., Gong S. Analysis of the potential field and equilibrium points of irregular-shaped minor celestial bodies // Astrophysics and Space Science, 2014, vol. 353, no. 1, pp. 105–121.
- [33] Grebow D. J., Bradley N., Kennedy B. Stability and Targeting in Dawn's Final Orbit // Proceedings of the 29th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, 2019, pp. 13–17.
- [34] Grebow D. J., Kennedy B. M., Han D., Whiffen G. J. Design and execution of Dawn HAMO to LAMO transfer at Ceres // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2016.
- [35] Kennedy B., Abrahamson M., Ardito A., Han D., Haw R., Mastrodemos N., Nandi S., Park R., Rush B., Vaughan A. Dawn Orbit Determination Team: Trajectory and Gravity Prediction Performance during Vesta Science Phases, 2013.
- [36] Воронцов В. А., Лохматова М. Г., Мартынов М. Б., Пичхадзе К. М., Симонов А. В., Хартов В. В., Засова Л. В., Зеленый Л. М., Кораблев О. И. Перспективный космический аппарат для исследования Венеры. Проект «Венера-Д» // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2010. № 4. С. 62–67.
- [37] Nikolaeva E. A., Starinova O. L., Shornikov A. U., Kiunov Y. S., Chernyakina I. V. Ballistic and Design of Nano-Class Spacecraft for Asteroid Exploration // 9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), 2019, pp. 89–94.
- [38] Ахметжанов Р. В., Богатый А. В., Дьяконов Г. А., Ким В. П., Меркурьев Д. В., Любинская Н. В., Семенихин С. А., Спивак О. О., Попов Г. А. Электрические ракетные двигатели нового поколения для малых космических аппаратов // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2019. № 3. С. 3–13.
- [39] Ивашкин В. В., Лан А. Анализ динамики орбитального движения космического аппарата вокруг астероида Апофис // Актуальные проблемы российской космонавтики: труды XXXIX академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С. П. Королева и других выдающихся отечественных ученых-пионеров освоения космического пространства. 2015. С. 90–91.
- [40] Лан А. Анализ космических траекторий для экспедиции Земля–Апофис–Земля и движения космического аппарата вокруг астероида Апофис // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. № 7 (67).
- [41] Константинов М. С., Петухов В. Г., Тейн М. Анализ влияния мощности солнечной энергетической установки



- на характеристики проекта «Интергелио-зонд» при использовании электроракетных двигателей // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2016. № 2. С. 102–117.
- [42] Свид. 2018611032 Российская Федерация. Свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ. Моделирование функционирования систем защиты Земли для преодоления астероидной опасности / О. Л. Старинова, Е. А. Николаева ; заявитель и правообладатель Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева (RU) ; заявл. 28.11.2017 ; опубл. 22.01.2018.
- [43] Шорников А. Ю. Оптимальное управление движением космического аппарата в поле притяжения астероида Эрос 433 // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18. № 4. С. 146–156.
- [44] Свид. 2014618472 Российская Федерация. Свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ. Программный комплекс моделирования и оптимизация перелета космического аппарата с электрореактивным двигателем малой тяги в задачах маневрирования в окрестности тел со сложными гравитационными полями / А. Ю. Шорников, О. Л. Старинова ; заявитель и правообладатель Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет) (RU) ; заявл. 26.06.2014 ; опубл. 21.08.2014.

## DESIGN AND BALLISTIC ANALYSIS OF THE MISSION FOR LONG-TERM STUDY OF THE ASTEROID APOPHIS BY A NANOSATELLITE WITH AN ELECTRIC ROCKET PROPULSION SYSTEM

**O. L. Starinova, E. A. Sergaeva, A. Yu. Shornikov**

*Samara National Research University, Samara, Russian Federation*

*The paper considers non-spherical objects with low gravitational attraction, such as asteroids, satellites of the planet and comets. We considered possibility of a mission to small bodies of the solar system of irregular shape on the example of the asteroid Apophis. The authors of the article suggest using a nanoclass spacecraft with an electric rocket propulsion system for a long mission to study Apophis. The purpose of this work is to determine the necessary costs of the working body for all stages of the mission, which includes reaching the asteroid, forming and maintaining a given orbit relative to it. The gravity of the Earth, Sun, and asteroid is taken into account when modeling the controlled movement of the spacecraft. When a spacecraft is moving relative to an asteroid, its gravitational field is described as a superposition of the gravitational fields of two rotating massive points. In this paper, it is proposed to divide the mission into two sections for preliminary ballistic design. The first optimal speed heliocentric flight Earth-asteroid Apophis with the alignment of the speed of the spacecraft and the asteroid. The second is the movement in the vicinity of the asteroid, which includes the optimal speed maneuver for forming the working orbit and maintaining the working orbit for a given time.*

*Keywords: nanosatellite, asteroid, mathematical model, motion control, trajectory, design and ballistic characteristics.*

### References

- [1] Eneev T. M., Akhmetshin R. Z., Efimov G. B. *K voprosu ob asteroidnoy opasnosti* [On the issue of asteroid hazard] // Preprints of the Institute of applied mathematics M. V. Keldysh RAS, 2011, no. 35, pp. 35–40. (In Russian)
- [2] Medvedev Yu. D., Sveshnikov M. L., Sokolsky G. A., Timoshkova E. I., Chernatenko Yu. A., Shor V. A. *Asterodno-kometnaya opasnost'* [Asteroid-comet hazard]. Saint-Petersburg, ITA RAS, 1996. P. 244. (In Russian)
- [3] Sokolov L. L., Bashakov A. A., Pitiev N. P. *Osobennosti dvizheniya asteroida 99942 Apofis* [Features of the asteroid 99942 Apophis movement] // Astronomical Bulletin, 2008, vol. 42, no. 1, pp. 20–29. (In Russian)

- [4] Yeomans D. K., Chodas P. W., Keesey M. S., Ostro S. J., Chandler J. F., Shapiro I. I. Asteroid and comet orbits using radar data // *Astronomical Journal*, 1992, vol. 103, pp. 303–317.
- [5] Shustov B. M., Naroenkov S. A., Emelianenko V. V., Shugarov A. S. *Astronomicheskie aspekty postroeniya sistemy obnaruzheniya i monitoringa opasnykh kosmicheskikh ob"ektov* [Astronomical aspects of building a system for detecting and monitoring dangerous space objects] // *Astronomical Bulletin. Exploration of the solar system*, 2013, vol. 47, no. 4, pp. 312–320. (In Russian)
- [6] Geissler P., Petit J.-M., Durda D. D., Greenberg R., Bottke W., Nolana M., Moore J. Erosion and ejecta reaccretion on 243 Ida and its moon // *Icarus*, 1996, vol. 120, issue 1, pp. 140–157.
- [7] Scheeres D. J. Orbital mechanics about small bodies // *Acta Astronautica*, 2012, vol. 72, pp. 1–14.
- [8] Khartov V. V. *Novyj etap sozdaniya avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov dlya fundamental'nykh nauchnykh issledovaniy* [New stage of creation of automatic space vehicles for fundamental scientific research] // *Vestnik NPO im. S. A. Lavochkina*, 2011, no. 3, pp. 3–10. (In Russian)
- [9] Kulkov V. M., Egorov Yu. G., Krainov A. M., Shakhnov A. E., Elnikov R. V. *K voprosu projektirovaniya mal'kh kosmicheskikh apparatov s elektroraketnoy dvigatel'noy ustanovkoj dlya issledovaniya mal'kh tel Solnechnoj sistemy* [On the issue of designing small spacecraft with an electric rocket propulsion system for the study of small bodies of the Solar system] // *Vestnik NPO im. S. A. Lavochkina*, 2015, no. 1, pp. 48–54. (In Russian)
- [10] Kulkov V. M., Egorov Yu. G., Krainov A. M., Shakhnov A. E., Elnikov R. V. *K voprosu projektirovaniya mal'kh kosmicheskikh apparatov s marshevoj elektroraketnoy dvigatel'noy ustanovkoj dlya issledovaniya okololunnogo prostranstva* [On the issue of designing small spacecraft with a marching electric rocket propulsion system for exploring the circumlunar space] // *Vestnik NPO im. S. A. Lavochkina*, 2013, no. 4, pp. 68–74. (In Russian)
- [11] Lomakin I. V., Martynov M. B., Pol V. G., Simonov A. V. *K voprosu realizacii programmy issledovaniya mal'kh tel Solnechnoj sistemy* [On the implementation of the program for the study of small bodies of the Solar System] // *Vestnik NPO im. S. A. Lavochkina*, 2013, no. 4, pp. 10–17. (In Russian)
- [12] Ivashkin V. V., Lan A. *Analiz optimal'nosti traektorij ekspedicii Zemlya–asteroid–Zemlya* [Analysis of optimality trajectories of the Earth–asteroid–Earth expedition] // *Preprints of the Institute of applied mathematics M. V. Keldysh RAS*, 2017, no. 113, pp. 113–125. doi:10.20948/prepr-2017-113. (In Russian)
- [13] Polishchuk G. M., Pichkhadze K. M. *Avtomaticheskie kosmicheskie apparaty dlya fundamental'nykh i prikladnykh nauchnykh issledovaniy* [Automatic spacecraft for fundamental and applied scientific research]. Moscow, MAI-PRINT, 2010. (In Russian)
- [14] Kulkov V. M. *Issledovanie proektnykh parametrov i analiz effektivnosti primeneniya unificirovannykh platform s elektroraketnymi dvigatelyami v sostave mal'kh kosmicheskikh apparatov* [Research of effectiveness design parameters and analysis of unified platforms with electric rocket engines in small spacecraft] // *Aerospace MAI Journal*, 2012, vol. 19, no. 2, pp. 18–28. (In Russian)
- [15] Martynov M. B., Petukhov V. G. *Koncepciya primeneniya elektroraketnoy dvigatel'noy ustanovki v nauchnykh kosmicheskikh projektah: preimushchestva i osobennosti, primery realizacii* [Concept of using an electric rocket propulsion system in scientific space projects: advantages and features, examples of implementation] // *Vestnik NPO im. S. A. Lavochkina*, 2011, no. 2, pp. 3–11. (In Russian)
- [16] Vlasenkov E. V., Kombaev T. Sh., Krainov A. M., Chernikov P. S., Shakhnov A. E. *Proektnyj oblik perspektivnogo malogo kosmicheskogo apparata s marshevoj elektroraketnoy dvigatel'noy ustanovkoj* [Design appearance of a promising small spacecraft with an electric propulsion system] // *Aerospace MAI Journal*, 2012, no. 11, p. 33. (In Russian)
- [17] Akhmetzhanov R. V., Bogaty A. V., Dyakonov G. A., Popov G. A. *Primenenie elektroraketnoy dvigatel'noy ustanovki na baze vysokochastotnogo ionnogo dvigatelya moshchnost'yu do 600 Vt dlya mezhplanetnykh kosmicheskikh apparatov* [Application of an electric rocket propulsion system based on a high frequency ion engine with a power of up to 600 W for interplanetary spacecraft] // *Izvestia of the Russian Academy of Sciences. Energy*, 2019, no. 3, pp. 14–25. (In Russian)
- [18] Konstantinov M. S., Orlov A. A. *Analiz vliyaniya harakteristik energeticheskoy ustanovki pri ispol'zovanii ERDU v proekte issledovaniya Merkuriya* [Analysis of the influence of power plant characteristics when using electric rocket engines in the mercury research project] // *Izvestia of the Russian Academy of Sciences. Energy*, 2018, no. 3, pp. 106–118. (In Russian)
- [19] Woolley R., Olikara Z. Optimized Low-Thrust Missions from GTO to Mars // *2019 IEEE Aerospace Conference*, 2019, pp. 1–10.
- [20] He S., Zhu Zh. Optimal design of near-Earth asteroid sample-return trajectories in the Sun–Earth–Moon system // *Acta Mechanica Sinica*, 2016, vol. 32, no. 4, pp. 753–770. doi: 10.1007/s10409-015-0527-1.
- [21] Kulumani S., Lee T. Systematic Design of Optimal Low-Thrust Transfers for the Three-Body Problem // *The Journal of the Astronautical Sciences*, 2019, vol. 66, no. 1, pp. 1–31.
- [22] Petukhov V. G., Konstantinov M. S., Wook W. S. Simultaneous optimization of the low-thrust trajectory and the main design parameters of the spacecraft // *Advances in the Astronautical Sciences*, 2017, pp. 639–653.
- [23] Willis M., D'Amico S. Analytical approach to spacecraft formation-flying with low-thrust relative spiral trajectories // *Acta Astronautica*, 2018, vol. 153, pp. 175–190. doi: 10.1016/j.actaastro.2018.02.002.

- [24] Petukhov V. G., Ivanyukhin A.V., Vuk V. S. *Sovmestnaya optimizatsiya upravleniya i osnovnykh traektornykh i proektnykh parametrov mezhplanetnogo kosmicheskogo apparata s elektroraketnoy dvigatel'noy ustanovkoj* [Joint optimization of control and main trajectory and design parameters of an interplanetary spacecraft with an electric rocket propulsion system] // Space research, 2019, vol. 57, no. 3, pp. 212–228. (In Russian)
- [25] Petukhov V. G., Popov G. A. *Avtomatizatsiya zadach vychisleniya optimal'nykh traektorij kosmicheskikh apparatov s elektroraketnymi dvigatel'nymi ustanovkami* [Automation of tasks for calculating optimal trajectories of spacecraft with electric rocket propulsion systems] // Proceedings «System analysis, management and navigation», 2018, pp. 109–111. (In Russian)
- [26] Ivashkin V. V., Guo P. *Analiz vozmozhnosti sozdaniya stabil'nogo sputnika asteroida Apofis kak odnorodnogo trekhosnogo ellipsoida* [Analysis of the possibility of creating a stable satellite of the asteroid Apophis as a homogeneous three-axis ellipsoid] // Reports of the Academy of Sciences, 2019, vol. 489, no. 1, pp. 27–33. (In Russian)
- [27] Shornikov A. Yu., Starinova O. L. *Modelirovanie gravitacionnogo polya slozhnoy konfiguratsii* [Modeling of the gravitational field of complex configuration] // Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences, 2015, vol. 17, no. 2–1, pp. 167–170. (In Russian)
- [28] Starinova O., Shornikov A., Nikolaeva E. Using the iESP Installed on the Space Station Moving in an Irregular Gravitational Field of the Asteroids Eros and Gaspra // *Electrospinning and Electrospaying-Techniques and Applications*, 2019. doi: 10.5772/intechopen.85615.
- [29] Ren Y., Shan J. On tethered sample and mooring systems near irregular asteroids // *Advances in Space Research*, 2014, vol. 54, no. 8, pp. 1608–1618.
- [30] Hu X., Jekeli C. A numerical comparison of spherical, spheroidal and ellipsoidal harmonic gravitational field models for small non-spherical bodies: examples for the Martian moons // *Journal of Geodesy*, 2015, vol. 89, no. 2, pp. 159–177.
- [31] Ivashkin V. V., Lan A. *Analiz orbital'nogo dvizheniya sputnika asteroida Apofis* [Analysis of the orbital motion of the Apophis asteroid satellite] // Space research, 2017, vol. 55, no. 4, pp. 268–277. (In Russian)
- [32] Wang X., Jiang Y., Gong S. Analysis of the potential field and equilibrium points of irregular-shaped minor celestial bodies // *Astrophysics and Space Science*, 2014, vol. 353, no. 1, pp. 105–121.
- [33] Grebow D. J., Bradley N., Kennedy B. Stability and Targeting in Dawn's Final Orbit // *Proceedings of the 29th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, 2019, pp. 13–17.
- [34] Grebow D. J., Kennedy B. M., Han D., Whiffen G. J. Design and execution of Dawn HAMO to LAMO transfer at Ceres // *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*, 2016.
- [35] Kennedy B., Abrahamson M., Ardito A., Han D., Haw R., Mastrodemos N., Nandi S., Park R., Rush B., Vaughan A. Dawn Orbit Determination Team: Trajectory and Gravity Prediction Performance during Vesta Science Phases, 2013.
- [36] Vorontsov V.A., Lokmatova M.G., Martynov M.B., Pichkhadze K.M., Simonov A.V., Khartov V.V., Zasova L.V., Zeleny L.M., Korablev O. I. *Perspektivnyy kosmicheskij apparat dlya issledovaniya Venery. Proekt «Venera-D»* [A promising spacecraft for exploring Venus. The Project «Venera-D»] // *Vestnik NPO im. S. A. Lavochkina*, 2010, no. 4, pp. 62–67. (In Russian)
- [37] Nikolaeva E. A., Starinova O. L., Shornikov A. U., Kiunov Y. S., Chernyakina I. V. Ballistic and Design of Nano-Class Spacecraft for Asteroid Exploration // *9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, 2019, pp. 89–94.
- [38] Akhmetzhanov R. V., Bogaty A. V., Dyakonov G. A., Kim V. P., Merkuriev D. V., Lyubinskaya N. V., Semenikhin S. A., Spivak O. O., Popov G. A. *Elektricheskie raketnye dvigateli novogo pokoleniya dlya mal'kh kosmicheskikh apparatov* [New generation electric rocket engines for small spacecraft] // *Izvestia of the Russian Academy of Sciences. Energy*, 2019, no. 3, pp. 3–13. (In Russian)
- [39] Ivashkin V. V., Lan A. *Analiz dinamiki orbital'nogo dvizheniya kosmicheskogo apparata vokrug asteroida Apofis* [Analysis of the dynamics of the orbital motion of the spacecraft around the asteroid Apophis] // *Actual problems of Russian cosmonautics: Proceedings of the XXXIX Academic Readings on Cosmonautics dedicated to the memory of Academician S. P. Korolev and other prominent Russian scientists-pioneers of space exploration*, 2015, pp. 90–91. (In Russian)
- [40] Lan A. *Analiz kosmicheskikh traektorij dlya ekspeditsii Zemlya-Apofis-Zemlya i dvizheniya kosmicheskogo apparata vokrug asteroida Apofis* [Analysis of space trajectories for the Earth-Apophis-Earth expedition and the movement of the spacecraft around the Apophis asteroid] // *Engineering Journal: Science and Innovation*, 2017, no. 7 (67). (In Russian)
- [41] Konstantinov M. S., Petukhov V. G., Tein M. *Analiz vliyaniya moshchnosti solnechnoj energeticheskoy ustanovki na harakteristiki proekta «Intergelio-zond» pri ispol'zovanii elektroraketnykh dvigatelej* [Analysis of the influence of solar power plant capacity on the characteristics of the project «Intergelio-probe» when using electric rocket engines] // *Izvestia of the Russian Academy of Sciences. Energy*, 2016, no. 2, pp. 102–117. (In Russian)
- [42] Starinova O. L., Nikolaeva E. A. *Modelirovanie funkcionirovaniya sistem zashchity Zemli dlya preodoleniya asteroidnoj opasnosti* [Modeling of Earth protection systems functioning for overcoming asteroid hazard] // *The Certificate on Official Registration of the Computer Program*, no. 2018611032, 2018.

- [43] Shornikov A. Yu. *Optimal'noe upravlenie dvizheniem kosmicheskogo apparata v pole prityazheniya asteroida Eros 433* [Optimal control of the spacecraft movement in the field of attraction of the asteroid Eros 433] // VESTNIK of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineerin, 2019, vol. 18, no. 4, pp. 146–156. (In Russian)
- [44] Shornikov A. Yu. Starinova O. L. *Programmnyj kompleks modelirovaniya i optimizaciya pereleta kosmicheskogo apparata s elektroreaktivnym dvigatelem maloj tyagi v zadachah manevrirovaniya v okrestnosti tel so slozhnymi gravitacionnymi polyami* [Software package for modeling and optimizing the flight of a spacecraft with a low-thrust electric jet engine in the problems of maneuvering in the vicinity of bodies with complex gravitational fields] // The Certificate on Official Registration of the Computer Program, no. 2014618472, 2014.

## Сведения об авторах

170

*Старинова Ольга Леонардовна* – доктор технических наук, профессор кафедры динамики полета и систем управления Самарского национального исследовательского университета имени академика С. П. Королева. Область научных интересов: математические методы моделирования, полеты с малой тягой, относительное движение космического аппарата.

*Сергаева Елизавета Андреевна* – аспирант кафедры динамики полета и систем управления Самарского национального исследовательского университета имени академика С. П. Королева. Область научных интересов: управление космическими аппаратами, математические методы моделирования, преодоление астероидной опасности.

*Шорников Андрей Юрьевич* – аспирант кафедры динамики полета и систем управления Самарского национального исследовательского университета имени академика С. П. Королева. Область научных интересов: управление космическими аппаратами, исследование гравитационных полей сложной конфигурации, математические методы моделирования.



## ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ СИНТЕЗ РЕГУЛЯТОРА МЕТАЭВРИСТИЧЕСКИМ АЛГОРИТМОМ В СРЕДЕ SimInTech

Л. А. Михайленко, Д. С. Русин, В. В. Устименко, А. В. Чубарь✉

Сибирский федеральный университет,  
г. Красноярск, Российская Федерация

*Эффективность и качество функционирования локальных систем автоматического управления в составе автономного объекта во многом определяются регулятором в их составе и используемым законом управления. Для синтеза регулятора необходимо использование современных систем автоматизированного проектирования. В статье представлены результаты применения генетического алгоритма в качестве метода параметрического синтеза управляющего устройства ПИД-типа в среде динамического моделирования технических систем SimInTech, которая в настоящее время используется на ряде предприятий ракетно-космической отрасли Российской Федерации. Объектом исследования выступает динамическая система с обратной связью на примере системы автоматического управления угловым положением искусственного спутника Земли. Представлена функциональная схема и упрощенная математическая модель системы автоматического управления в виде передаточных функций ее звеньев и ее реализация в среде SimInTech. Компьютерная модель системы, а также синтез регулятора, реализованы как пакет проектов на основе типовых блоков и суб-моделей SimInTech, взаимодействующих через общую базу сигналов, которая обеспечивает обмен информацией между проектами, делая модель системы гибкой и универсальной с применением стороннего программного обеспечения – интерактивной оболочки для языка программирования Python – Jupyter Notebook. Описана организация взаимодействия SimInTech и Jupyter Notebook, представлены скрипты программ для его реализации.*

*Ключевые слова: автоматизация, синтез, ПИД-регулятор, система с обратной связью, моделирование, генетический алгоритм, SimInTech.*

### Введение

Стадия проектирования является определяющей в жизненном цикле изделий штучного и мелкосерийного производства, в том числе и систем автоматического управления для космических аппаратов. Использование интегрированных систем проектирования технических устройств позволяет повысить их качество и сократить сроки разработки [1].

Ряд задач, решаемых искусственными спутниками Земли (ИСЗ), требуют управления его ориентацией в пространстве относительно Земли. Стабилизация угловых положений ИСЗ на орбите необходима, например, для удержания поверхности солнечной батареи в направлении на Солнце и ориентации положения ИСЗ с целью автомати-

ческого фотографирования определенных участков земной поверхности, более надежной связи с Землей, наблюдения за движением льдов, масс облаков, спасения кассет с результатами научных наблюдений и т. д. [2].

Важным этапом решения данной задачи является моделирование системы и синтез объекта, в ходе которого определяют структуру, параметры элементов, а также конструкцию объекта, если это касается технической системы. В действующих системах автоматизации синтез моделей систем управления является актуальной научной задачей. Ввиду стремительного роста сложности объектов автоматизации, увеличения их порядка и быстротечности процессов возникают проблемы с точностью работы системы. Применение пропорционально-интегрально-дифференцирующих (ПИД) регуляторов уменьшает энергетические потери на настройку системы и обеспечивает стремительный выход ее параметров на требуемый уровень [3].

✉ alexchub@mail.ru

Одним из ведущих этапов применения ПИД-регуляторов является разработка и адаптация методов, позволяющих автоматизировать процесс настройки их параметров: от правильности данных коэффициентов будет зависеть точность и быстродействие системы в целом, что определяет актуальность данной работы.

## 1. Постановка задачи

По заданной математической модели автономного объекта необходимо реализовать его модель в среде *SimInTech* и произвести настройку параметров ПИД-регулятора с применением мета-эвристического алгоритма. Система автоматического управления должна обеспечивать отработку заданного значения без ошибки в установившемся режиме. Время переходного процесса с применением регулятора при отработке задания должно быть сокращено по сравнению с исходной схемой. Количество колебаний – не более одного, а его значение не должно превышать 5 % от заданного.

## 2. Динамическая модель объекта

Представленная на рис. 1 схема системы управления угловым положением ИСЗ включает элементы системы и объекта управления [4].

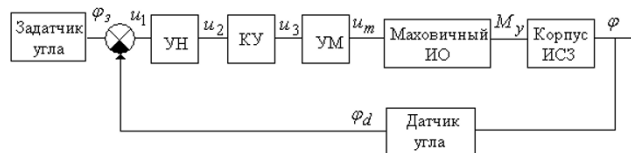


Рис. 1. Функциональная схема системы управления угловым положением ИСЗ

Исходные данные системы представлены в [4]. Модель системы управления имеет следующие передаточные функции:

– передаточная функция аналогового корректирующего устройства (КУ):

$$W_1 = \frac{u_3}{u_2} = \frac{k_{ку} \cdot p}{T_{ку} \cdot p + 1} = \frac{p}{3 \cdot p + 1};$$

– передаточная функция маховичного исполнительного органа по напряжению:

$$W_2 = \frac{M_y(p)}{\varphi(p)} = \frac{k_{ио} \cdot k_{ос} \cdot p}{T_{ио} \cdot p + 1} = \frac{30 \cdot p}{5 \cdot p + 1};$$

– передаточная функция корпуса ИСЗ:

$$W_3 = \frac{1}{T_{исз} \cdot p^2} = \frac{1}{1000 \cdot p^2}.$$

Здесь  $k = 2$ ,  $k_{и} = 10$ ,  $k_{м} = 0,5$  – коэффициенты усилителя корректирующего устройства, усилителя напряжения и усилителя мощности соответственно.

## 3. Среда моделирования

В качестве среды разработки была выбрана российская среда динамического моделирования технических систем *SimInTech*, которая в настоящее время используется на ряде предприятий ракетно-космической отрасли Российской Федерации [5].

Данная система моделирования была выбрана в качестве среды разработки текущего проекта в связи с тем, что обладает рядом преимуществ, а также необходимыми элементами и модулями для выполнения задания проекта. Прежде всего, это общетехнические библиотеки схемы автоматизации, применяющиеся для разработки алгоритмов управления *SimInTech*, а также возможность создания пакета проектов, позволяющая реализовать одновременную работу нескольких схем сразу.

Для поддержки связи между различными проектами или объектами внутри единого проекта используется база данных сигналов. Объектно-

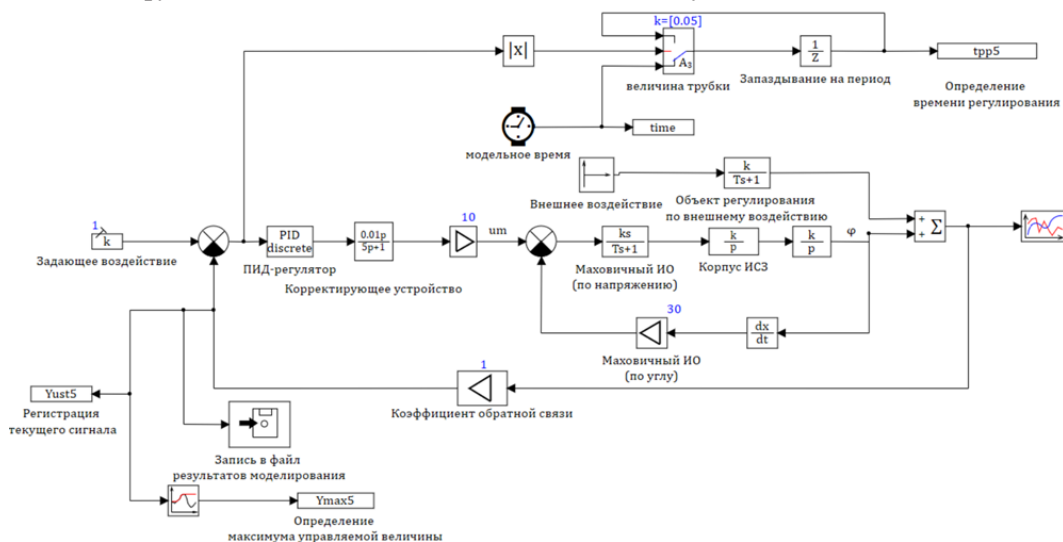


Рис. 2. Динамическая модель системы, реализованная в проекте *SimInTech*

ориентированная база данных сигналов представляет собой файловую базу данных, в которой содержатся все необходимые сигналы – переменные проекта, применение которых обязательно для использования в тех или иных алгоритмах работы системы.

Динамическая модель системы, реализованная в среде визуального моделирования *SimInTech* с внедренным в нее ПИД-регулятором, представлена на рис. 2.

#### 4. Реализация алгоритма

В настоящий момент большое распространение при решении оптимизационных задач, к которым можно отнести задачу синтеза, получили интеллектуальные методы решения. Одним из таких методов является использование нейросетевых технологий, которые часто задействованы в задачах адаптивного управления переориентацией и угловой стабилизации космического аппарата [6].

Задача обучения самой нейронной сети является задачей глобальной оптимизации некоторой функции. Одними из известных методов глобальной оптимизации являются метаэвристические методы, работающие по принципу проб и ошибок. Данные методы ведут случайный поиск возможных оптимальных решений задачи до тех пор, пока не будет выполнено некое условие или достигнуто заданное число итераций.

Самой известной метаэвристикой следует считать генетический алгоритм (ГА) [7; 8], применение которого будет рассмотрено в данной работе как метод решения оптимизационной задачи на примере задачи параметрического синтеза управляющего устройства ПИД-типа для системы управления угловым положением искусственного спутника Земли.

В основе эволюционного алгоритма, применяющегося в данной работе для определения параметров управляющего устройства ПИД-типа, лежат правила, аналогичные естественному отбору в природе, такие как наследование, мутация, отбор и скрещивание.

Результатом работы программы ГА в данном проекте является массив значений размером  $10 \times 3$ : десять вариаций параметров управляющего устройства, где  $K_p$ ,  $K_i$  и  $K_d$  – пропорциональная, интегральная и дифференцирующая составляющая соответственно. Параметры не принимали лишь целочисленные значения и варьировались в различных диапазонах. Приблизительное значение параметров и диапазон их изменения был найден при помощи метода Циглера-Никольса [10]. Таким образом, пропорциональный коэффициент изменялся в диапазоне  $[0,0001; 5,0000]$ , интегральный –  $[0,0001; 0,5000]$ , дифференциальный –  $[0,0001; 50,0000]$ .

Программа алгоритма была реализована в стороннем программном обеспечении – интерактивной оболочке *Jupyter Notebook* (рис. 4). Передача данных в среду моделирования *SimInTech* осуществляется оператором непосредственно в скрипт модели. Через базу данных параметры передаются напрямую в регулятор. Реализована возможность оператору самостоятельно выбирать какой из наборов коэффициентов тестировать.

Данные о результате переходного процесса, его изменения по осям  $X$  (временная шкала) и  $Y$  (изменения регулируемой величины) сохранялись в файл, имя которого изменялось согласно скрипту и зависело от номера итерации (рис. 3). После проверки всех десяти наборов параметров файлы, полученные в результате каждого моделирования, считывались и обрабатывались программой ГА.

```

if Visualization_time > 1 then
begin
    GeneticAlgorithm_G5 = (abs(GeneticAlgorithm_Yust5 - GeneticAlgorithm_Ymax5) / GeneticAlgorithm_Yust5) * 100;
    GeneticAlgorithm_Est5 = ((1 - GeneticAlgorithm_Yust5) / 1) * 100;
end;

M1 = [[2.34828963e+00 4.85265338e-01 2.87246219e+02];
[3.072 0.000122 272.734];
[2.00583072e+00 2.31551026e-01 1.45847908e+01];
[8.80608611e-02 3.61952019e-01 7.37937313e+01];
[7.33840509e-01 9.97462312e-02 1.03906335e+02];
[1.47746556e+00 5.63199234e-02 1.79824153e+02];
[2.56354951e+00 1.93976436e-01 2.79143558e+02];
[3.68877162e+00 4.71433312e-01 5.96392513e+01];
[9.19746771e-01 4.04668797e-01 1.05288823e+00];
[3.92360059e+00 5.87460594e-02 1.24652810e+02]];

b = 19;
i = 2;

GeneticAlgorithm_Kp5 = getsubstring(M1[i], " ", 1);
GeneticAlgorithm_Ki5 = getsubstring(M1[i], " ", 2);
GeneticAlgorithm_Kd5 = getsubstring(M1[i], " ", 3);
ToFile10.filename = b + "-" + i + ".csv";

if Visualization_time > 5990 then
begin
    if GeneticAlgorithm_tpp5 < GeneticAlgorithm_tpp5min then
    begin
        GeneticAlgorithm_tpp5min = GeneticAlgorithm_tpp5;
        GeneticAlgorithm_s1 = b + "-" + i + ".csv";
    end;
end;
end;

```

Рис. 3. Скрипт модели проекта *SimInTech*

Таким образом, связь между программой, реализующей ГА, и программой, реализующей процесс моделирования, устанавливалась путем передачи данных через файл с расширением .csv. Программа отслеживала в файле установившееся

значение (насколько оно было приближено к заданному), а также время регулирования. Результаты по времени регулирования выводились на экран. На следующем этапе программа формировала новый массив из десяти вариаций параметров  $K_p$ ,  $K_i$  и  $K_d$ .

```
population=initializationPopulationForLera(popSize, lengcode)
realVals=getRealFromBin2DForLera(n,minBound,maxBound,population,popSize,n1,n2,n3)
print(realVals)
```

```
[[2.06453796e+00 2.88839878e-01 2.30811410e+01]
 [2.05475342e-01 3.14947542e-01 1.69029760e+02]
 [3.32674364e+00 1.02637758e-01 2.10138179e+02]
 [4.48131937e+00 1.37709918e-02 2.42191759e+02]
 [2.62225675e+00 2.96385313e-01 2.71489518e+02]
 [3.86489335e+00 2.46290947e-01 9.38993187e+01]
 [1.57531096e+00 1.37145346e-01 2.59568992e+02]
 [4.99011546e-01 2.54278885e-01 2.46842778e+02]
 [2.72010215e+00 1.52205699e-01 2.66966676e+02]
 [1.41875832e+00 3.10156305e-01 2.81807823e+01]]
```

```
ValueFitness=getCSVFile(popSize)
print(ValueFitness)
```

```
[5999.9984365 6000. 470.99757772 558. 470.99757772
 290. 470.99528387 470. 1227.99912274 457. ]
```

```
bestVars.append(realVals[np.argmin(ValueFitness)])
bestValues.append(np.min(ValueFitness))
worstValues.append(np.max(ValueFitness))
averageValues.append(np.mean(ValueFitness))
newPopulation=initializationPopulationForLera(popSize, lengcode)
for j in range(popSize):
    parentSelection=SelectionFunction(SelectionSize, ValueFitness, popSize)
    NewPerson=mutation(crossing(parentSelection[0], parentSelection[1], population, lengcode), mut)
    newPopulation[j]=NewPerson
population=newPopulation
```

```
realVals=getRealFromBin2DForLera(n,minBound,maxBound,population,popSize, n1, n2, n3)
print(realVals)
```

```
[[4.14864501e+00 1.34276707e-03 1.51936349e+02]
 [3.53221898e+00 3.92149020e-03 1.63948430e+02]
 [4.10950685e+00 8.76765863e-02 2.51924108e+02]
 [4.78464012e+00 3.65064797e-02 2.64412278e+02]
 [4.47153483e+00 6.77487022e-02 4.31226395e+00]
 [3.53221898e+00 4.09772837e-02 2.63258679e+02]
 [4.80420920e+00 1.31957382e-01 2.50230331e+02]
 [4.15842955e+00 1.28173220e-02 2.36313896e+02]
 [4.01166145e-01 8.17867216e-03 2.27231590e+02]
 [5.67503327e-01 2.67462416e-01 2.27304835e+02]]
```

Рис. 4. Внешний вид программы, реализующей генетический алгоритм

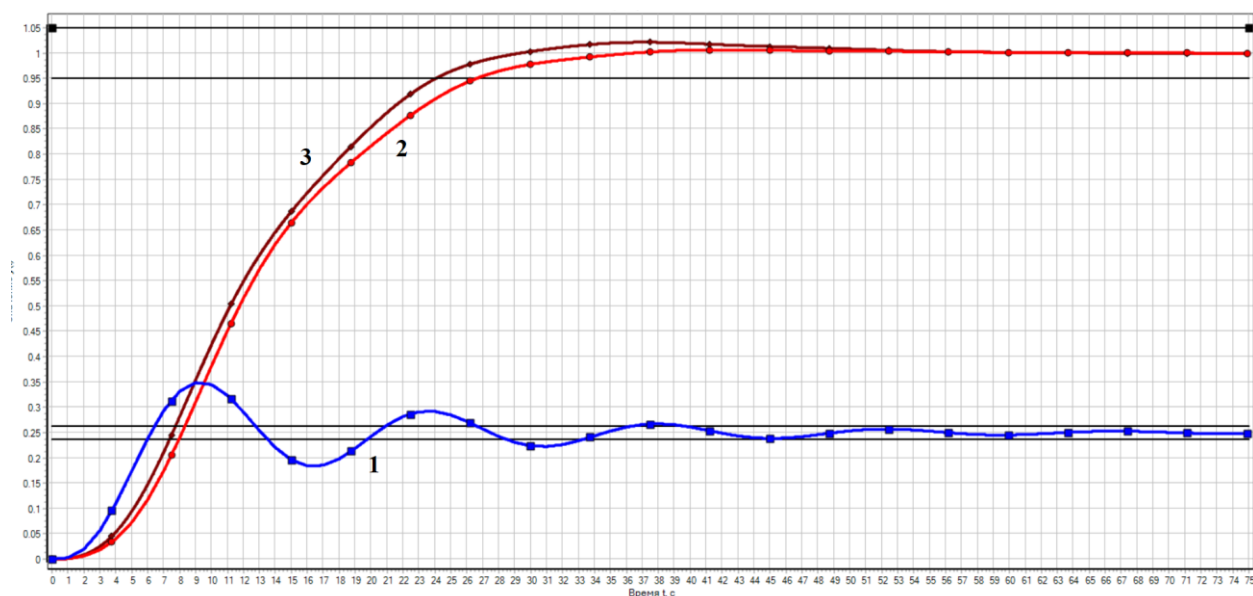


Рис. 5. Сравнение графиков переходного процесса системы, где 1 – исходная схема, 2 – схема с ПИД-регулятором, настроенного генетическим алгоритмом, 3 – схема с ПИД-регулятором, настроенным вручную



Заранее было определено максимальное число итераций – 200. Параметры, при которых качество переходного процесса системы было наилучшим, были получены на 146-й итерации и имели следующие значения:  $K_p = 0,07827$ ,  $K_i = 0,23625$  и  $K_d = 3,22275$ . Результат моделирования замкнутой системы до и после внедрения в нее управляющего устройства представлен на рис. 5.

Из графика переходного процесса можно сделать вывод, что применение ПИД-регулятора обеспечивает высокое быстродействие выхода регулируемой координаты на требуемый уровень. Использование генетического алгоритма для настройки коэффициентов управляющего устройства ПИД-типа позволило улучшить качество переходного процесса рассматриваемой системы: статическая ошибка сведена к нулю, время регулирования сокращено в два раза, перерегулирование отсутствует [11].

На заключительном этапе была выполнена ручная подстройка коэффициентов управляющего устройства. В большинстве случаев ручная подстройка коэффициентов результативна лишь в качестве дополнительных мер и может применяться исключительно после предварительной настройки регулятора по формулам. Настройка управляющих устройств вручную без предварительных

расчетов параметров может привести к безуспешному результату.

## Заключение

На основе элементов общетехнических библиотек *SimInTech* построена и протестирована компьютерная модель динамической системы с обратной связью на примере системы автоматического управления угловым положением искусственного спутника Земли. В систему введен пропорционально-интегрально-дифференцирующий регулятор. Параметры управляющего устройства найдены с применением генетического алгоритма.

Широкое распространение и применение данного метода обусловлено, прежде всего, сравнительной простотой в реализации и постановке задачи – он может быть использован для любой задачи, которая может формулироваться как задача оптимизации. Тем не менее, данный метод настройки является ресурсоемким, а также требует наложения ограничений на область поиска параметров во избежание ошибок при имитационном моделировании.

Аналогично в среде *SimInTech* могут быть настроены и другие виды регуляторов с применением генетического алгоритма для управления автономными объектами различного порядка.

## Список литературы

- [1] Мызникова В. А., Устименко В. В., Чубарь А. В. Построение нечетких регуляторов в среде SimInTech // Робототехника и искусственный интеллект : материалы X Всерос. науч.-техн. конф. с междунар. участием. Красноярск. 2018. С. 223–228.
- [2] Мызникова В. А., Устименко В. В., Чубарь А. В. Построение нечётких регуляторов для систем управления автономных объектов в среде SimInTech // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. 3. № 1. С. 22–27. doi: 10.26732/2618-7957-2019-1-22-27.
- [3] Гусаров А. В., Кошляков П. С. Исследование методов настройки ПИД-регулятора для систем с малыми постоянными времени // Технические науки в России и за рубежом : материалы VIII Междунар. науч. конф., Краснодар, 2019, С. 23–23.
- [4] Воронин А. В. Теория автоматического управления. Основы построения и анализа систем автоматического регулирования : учеб.-метод. пособие. Томск : Издательство Томского политехнического университета, 2013. 51 с.
- [5] Карташов Б. А., Козлов О. С., Шабаев Е. А., Щекатуров А. М. Среда динамического моделирования технических систем SimInTech. М. : ДМК Пресс, 2017. 424 с.
- [6] Ефимов В. В. Нейрокомпьютеры в космической технике. М. : Радиотехника, 2004. 320 с.
- [7] Бураков М. В. Генетический алгоритм: теория и практика. СПб. : Государственный университет аэрокосмического приборостроения, 2008. 164 с.
- [8] Гладков Л. А., Курейчик В. В., Курейчик В. М. Генетические алгоритмы. М. : Физматлит, 2006. 317 с.
- [9] Панченко Т. В. Генетические алгоритмы : учеб.-метод. пособие. Астрахань : Издательский дом «Астраханский университет», 2007. 87 с.
- [10] Вадутов О. С. Настройка типовых регуляторов по методу Циглера–Никольса : метод. указания к выполнению лабораторной работы для студентов, обучающихся по направлениям 210100 «Электроника и нанoeлектроника» и 201000 «Биотехнические системы и технологии». Томск : Изд-во Томского политехнического университета, 2014. 10 с.
- [11] Русин Д. С., Устименко В. В., Чубарь А. В. Применение генетического алгоритма для оптимизации параметров системы управления автономным объектом с использованием среды динамического моделирования SimInTech // Робототехника и искусственный интеллект : материалы XI Всерос. науч.-техн. конф. с междунар. участием. Красноярск. 2019. С. 261–266.

## PARAMETRIC SYNTHESIS OF THE CONTROLLER BY METAHEURISTIC ALGORITHM IN THE SimInTech ENVIRONMENT

**L. A. Mikhaylenko, D. S. Rusin, V. V. Ustimenko, A. V. Chubar**

*Siberian Federal University,  
Krasnoyarsk, Russian Federation*

*Efficiency and quality of operation of local automatic control systems as part of an autonomous object is mainly determined by the regulator in their composition and the used control law, for the synthesis of which is necessary to use modern computer-aided design systems. The article presents the results of the application of genetic algorithm as a method of parametric synthesis of the PID-controller implemented in the SimInTech visual dynamic modeling environment, which currently is used by enterprises in the rocket and space sectors of Russian Federation. Object of research is the dynamic negative feedback system on the example of the automatic angular position of artificial satellite control system. The functional scheme and the simplified mathematical model of the system in the form of the transfer functions of its links are presented. The computer model of the system as well as a process of synthesis of the controller are implemented as a package of projects, based on standard blocks and submodels SimInTech. Projects interact using a common signal base, which provides information exchange between projects, making the system model flexible and versatile. An interactive computing environment for programming language Python, Jupyter Notebook, is used as a third-party software. The organization of interaction between SimInTech and Jupyter Notebook is described, scripts of programs for its implementation are presented.*

*Keywords: PID-controller, dynamic negative feedback system, modelling, genetic algorithm, SimInTech.*

### References

- [1] Myznikova V. A., Ustimenko V. V., Chubar A. V. *Postroenie nechetkih regulyatorov v srede SimInTech* [Construction of Fuzzy Controllers in the SimInTech Environment] // Proceedings of the X Scientific and technical conference «Robotics and artificial intelligence», Krasnoyarsk, 2018, pp. 223–228. (In Russian)
- [2] Myznikova V. A., Ustimenko V. V., Chubar A. V. *Postroenie nechyotkih regulyatorov dlya sistem upravleniya avtonomnykh ob"ektov v srede SimInTech* [Fuzzy controllers construction in the SimInTech environment] // Spacecrafts & Technologies, 2019, vol. 3, no. 1, pp. 22–27. doi: 10.26732/2618-7957-2019-1-22-27. (In Russian)
- [3] Gusarov A. V., Koshlyakov P. S. *Issledovanie metodov nastroyki PID-regulyatora dlya sistem s malymi postoyannymi vremeni* [Investigation of PID Controller Tuning Methods for Systems with Small Time Constants] // Proceedings of the VIII International scientific conference «Engineering Science in Russia and in Abroad», Krasnodar, 2019, pp. 23–23. (In Russian)
- [4] Voronin A. V. *Teoriya avtomaticheskogo upravleniya. Osnovy postroyeniya i analiza sistem avtomaticheskogo regulirovaniya* [Theory of automatic control. Fundamentals of construction and analysis of automatic control systems]. Tomsk, Tomsk Polytechnic University Press, 2013, 51 p. (In Russian)
- [5] Kartashov B. A., Kozlov O. S., Shabaev E. A., Shchekaturov A. M. *Sreda dinamicheskogo modelirovaniya tekhnicheskikh sistem SimInTech* [Environment of dynamic modeling of technical systems SimInTech]. Moscow, DMK Press, 2017, 424 p. (In Russian)
- [6] Efimov V. V. *Nejrokompyutery v kosmicheskoy tekhnike* [Neuro Computer in space technology]. Moscow, Radio Technician, 2004, 320 p. (In Russian)
- [7] Burakov M. V. *Geneticheskij algoritm: teoriya i praktika* [Genetic algorithm: theory and practice]. Saint-Petersburg, State University of Aerospace Instrumentation, 2008, 164 p. (In Russian)
- [8] Gladkov L. A., Kurejchik V. V., Kurejchik V. M. *Geneticheskie algoritmy* [Genetic algorithms]. Moscow, Fizmatlit, 2006, 317 p. (In Russian)
- [9] Panchenko T. V. *Geneticheskie algoritmy* [Genetic algorithms]. Astrakhan, Astrakhan University, 2007, 87 p. (In Russian)
- [10] Vadutov O. S. *Nastroyka tipovykh regulyatorov po metodu Ciglera–Nikol'sa* [Setting of typical regulators by the Ziegler-Nicolls method]. Tomsk, Tomsk Polytechnic University Press, 2014, 10 p. (In Russian)

- [11] Rusin D. S., Ustimenko V. V., Chubar A. V. *Primenenie geneticheskogo algoritma dlya optimizacii parametrov sistemy upravleniya avtonomnym ob'ektom s ispol'zovaniem sredy dinamicheskogo modelirovaniya SimInTech* [Application of the genetic algorithm to optimization of a system of controlling of an autonomous object parameters with using an environment of dynamic modelling SimInTech] // Proceedings of the XI Scientific and technical conference «Robotics and artificial intelligence», Krasnoyarsk, 2019, pp. 261–266. (In Russian)

## Сведения об авторах

*Михайленко Людмила Андреевна* – магистрант Сибирского федерального университета. Окончила Сибирский федеральный университет в 2020 году. Область научных интересов: моделирование систем и процессов в различных средах проектирования.

*Русин Дмитрий Сергеевич* – магистрант Сибирского федерального университета. Окончил Сибирский федеральный университет в 2020 году. Область научных интересов: разработка алгоритмического обеспечения.

*Устименко Валерия Владимировна* – магистрант Сибирского федерального университета. Окончила Сибирский федеральный университет в 2020 году. Область научных интересов: моделирование систем и процессов в различных средах проектирования.

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

## ПОСТРОЕНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПРОЦЕССОМ ОРИЕНТАЦИИ ПАНЕЛИ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ В СРЕДЕ ДИНАМИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ SimInTech

Л. А. Михайленко, В. В. Устименко, А. В. Чубарь✉

Сибирский федеральный университет,  
г. Красноярск, Российская Федерация

*Энергетическая эффективность панелей солнечных батарей во многом определяется точностью их ориентации на Солнце. В статье представлены результаты разработки системы программного управления процессом ориентации панели солнечной батареи в зависимости от географического расположения и календарной даты. Модель системы реализована в среде динамического моделирования технических систем SimInTech и включает модель комплекса электромеханических устройств ориентации панели солнечной батареи, дискретный ПИД-регулятор и блок программного управления, которые реализованы на основе типовых блоков и субмоделей SimInTech. Система ориентации панели позволяет изменять координаты азимута и места, определяющие ориентацию панели в трехмерном пространстве и управлять ими по заданной программе. Система реализована как пакет проектов, взаимодействующих через общую базу сигналов, которая обеспечивает обмен информацией между проектами, делая модель системы гибкой и универсальной. Результат работы системы управления представлен в 3D модуле визуального редактора, который позволяет наглядно отследить результаты управления и эффективность использования оборудования. Для подтверждения показателей качества управления ориентацией панели солнечной батареи производится расчет процента получаемой энергетической мощности.*

*Ключевые слова:* панель солнечной батареи, система управления, динамическое моделирование, SimInTech, 3D визуализация.

### Введение

Космическая индустрия может показаться на первый взгляд чем-то отдаленным и недоступным, однако большая часть населения даже не предполагает как ежедневно встречает космические технологии, которые применяются в бытовых вещах и используются каждый день. Например, это выражается в использовании современных источников электроэнергии на основе солнечных батарей.

Актуальность использования современных источников электроэнергии связано со стремительной скоростью истощения традиционных ресурсов и ужесточению требований экологии. Дефицит и ограниченность ресурсов постепенно приводят к переходу к альтернативным источникам энергии, которые возобновляемы, а главное экологичны.

Преобразование солнечной энергии является одним из перспективных и активно развиваемых направлений [1], так как солнечная энергия широко доступна, практически безгранична и не загрязняет окружающую среду. Важность такого перехода трактуется несколькими фундаментальными аспектами:

- Экология. Относительно продолжительное время основным фактором загрязнения окружающей среды является использование традиционных источников энергии. Их применение, с большей долей вероятности, может привести в будущем к необратимым последствиям и нанести колоссальный удар по экологии планеты.

- Экономика. Благодаря стремительному развитию энергетической отрасли в настоящее время наблюдается тенденция уравнивания стоимости энергии, производимой альтернативными источниками относительно энергии, производимой традиционными источниками [2].

- Политика. Стоит отметить, что альтернативные источники энергии обладают практически

✉ alexchub@mail.ru



неограниченным запасом, чего не скажешь о традиционных источниках. С данной точки зрения вполне справедливо полагать, что страны, которые в полной мере освоили или в ближайшее время освоят технологии добычи энергии альтернативным способом, в будущем будут являться лидерами «энергетической гонки», тем самым диктуя собственные условия и цены на мировом рынке.

Россия на данной стадии развития значительно отстает в этом направлении, но постепенно политика в области возобновляемых источников изменяется. За 2014–2016 годы введено более 130 МВт новой мощности возобновляемых источников энергии, где преимущество имеют солнечные электростанции. В 2017 году введено еще более 140 МВт – больше, чем за предыдущие два года, из них более 100 МВт приходится на солнечные, а 35 МВт – ветровые электростанции. Россия делает ставку не только на освоение передовых технологий, но и на развитие компетенций с целью дальнейшего экспорта высокотехнологичной продукции [3].

## 1. Постановка задачи

Повышение эффективности солнечной электроэнергетики связано, в частности, с автоматизацией процесса ориентации панелей солнечных батарей наземных геоелектростанций. В данной статье рассматривается именно эта цель.

Из всех существующих программных комплексов для разработки системы управления ориентацией солнечной батареи выбор был сделан в пользу российского аналога зарубежных моделирующих программ – прикладного программного пакета *SimInTech*. По характеристикам данный вариант подобен иностранным программам, таким как *Simulink*, *SumSim* и др. Практичный редактор структурных схем, эффективные численные методы, встроенный язык программирования и широкая библиотека типовых блоков – позволяют осуществить модели практически любой степени сложности [4–7].

Моделирование в среде *SimInTech* процесса ориентации панели солнечной батареи реализуется на основе четырех моделей: модели управления положением Солнца, модели ориентации панели солнечной батареи, модели системы управления и модуля визуализации 3D, которые взаимодействуют друг с другом через единую базу сигналов (рис. 1). Каждая из моделей реализована в виде отдельного проекта *SimInTech*, объединенных в пакет (рис. 2). Такая организация дает возможность построения различных алгоритмов управления с учетом влияния параметров отдельных элементов системы и окружающей среды.

179



Рис. 1. Структура взаимодействия моделей

Панель солнечной батареи любой наземной геоелектростанции имеет определенные географические координаты по отношению к экватору, а, следовательно, по отношению к текущему положению Солнца на земном горизонте. Система ориентации панели, включающая комплекс электромеханических устройств, позволяет изменять азимут и координаты места, определяющие ориентацию панели в трехмерном пространстве в автоматическом режиме с целью наилучшей ее ориентации на Солнце [8; 9].

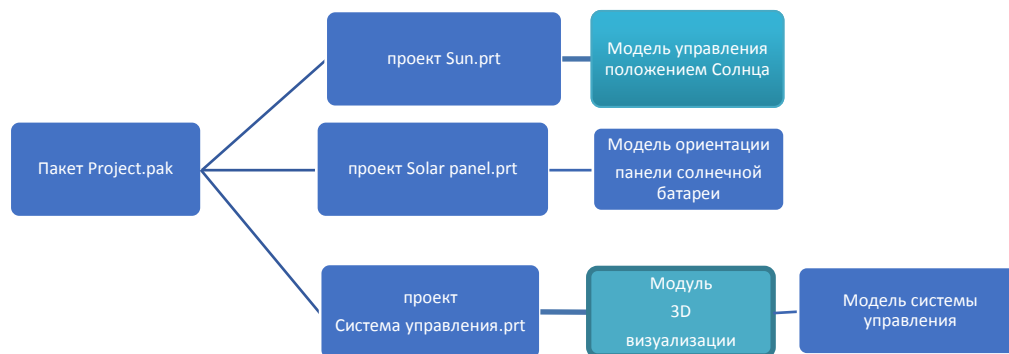


Рис. 2. Реализация пакета в системе динамического моделирования *SimInTech*

Регулируемыми выходными данными являются единицы измерения углов азимута (изменяющийся в диапазоне от  $-90$  до  $90$  градусов) и места (изменяющийся в диапазоне от  $0$  до  $90$  градусов). Управляющими координатами являются сигналы управления электроприводами в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

Движение панели солнечной батареи осуществляется благодаря сигналам, которые проходят через субмодель «Контроль», далее на исполнительные электродвигатели, где и происходит изменение положения панели в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

## 2. Построение модели

Реализованная в среде *SimInTech* модель ориентации панели солнечной батареи состоит из опорно-поворотной системы (рис. 3), которая включает в себя три субмодели: «Контроль» и «Каналы ориентации» по осям  $X$  и  $Y$ .

Субмодель «Контроль» подразумевает получение выходного сигнала из суммирования положительного и отрицательного сигнала, которые проходят блок «Ограничитель», благодаря свойству устанавливается пороговый минимум и максимум сигнала.

Вторая и третья субмодель «Канал ориентации» обеспечивают подсистему наведения установки на Солнце (рис. 4) в вертикальной и горизонтальной плоскостях.

Для получения необходимой точности и качества изменения положения объекта необходимо включить на вход системы дискретный ПИД-регулятор. Цель использования регулятора – получение точного управляющего сигнала. Элемент

«дискретный ПИД-регулятор» является субмоделью, в которой используется стандартный блок *SimInTech* «Дискретный ПИД-регулятор». Период квантования задан равным  $1$  [10].

По получившемуся графику (рис. 6) можно сделать вывод, что переходный процесс исходной системы – колебательный с большим процентом перерегулирования. В связи с плохим качеством переходного процесса, а также с целью приведения графика к монотонности, был оптимизирован ПИД-регулятор (рис. 5).

Установим необходимые параметры:

- время расчета –  $100$  с;
- допустимое перерегулирование –  $11\%$ .

В результате оптимизации вектор из трех коэффициентов (составляющих) направляется в блок *Запись в список сигналов*, откуда вычисленные значения перенаправляются в дискретный ПИД-регулятор, изменяя его параметры. В блоке *Оптимизация* заданы следующие свойства: абсолютная точность подбора значений выходов –  $0,001$ , начальное приближение выходов блока –  $0$ , минимальное значение выходов блока –  $0$ .

В результате использования ПИД-регулятора и настройки его коэффициентов ( $K_p = 0,2$ ;  $K_i = 1,1243072 \cdot 10^{-289}$ ;  $K_d = 2,1219958 \cdot 10^{-314}$ ) переходный процесс (рис. 6) системы автоматического управления приобрел следующие характеристики: перерегулирование –  $0\%$ , ошибка –  $0\%$ , время переходного процесса –  $17$  с., колебательность отсутствует.

В качестве основных внешних возмущающих воздействий выступают текущие координаты Солнца, определяющие его текущее положение по отношению к панели солнечной батареи.

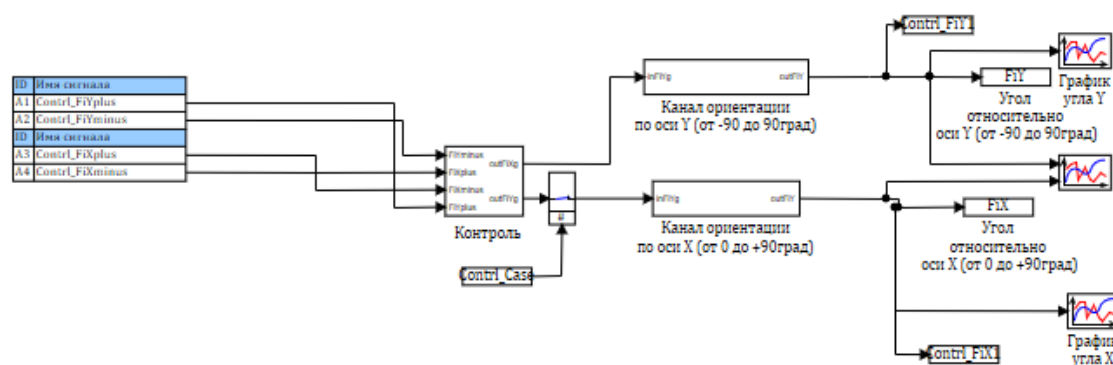


Рис. 3. Модель ориентации панели солнечной батареи

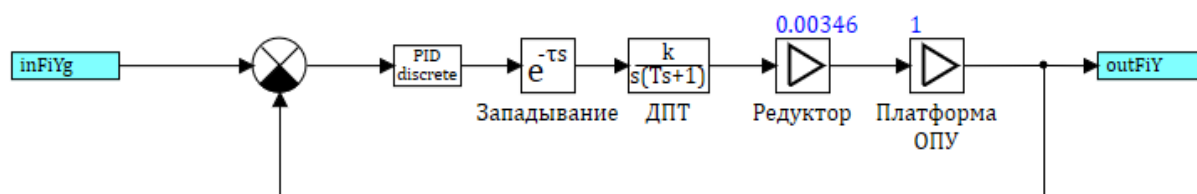


Рис. 4. Структурная схема механической подсистемы ориентации

Модель солнечного объекта отображает принцип перемещения объекта по заданной траектории (рис. 7). Схема определяет основные функциональные части изделия, их назначения и взаимосвязи между ними.

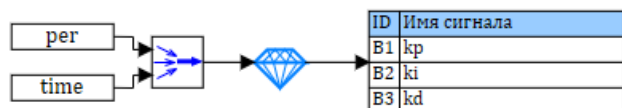


Рис. 5. Схема оптимизации параметров регулятора

Схема состоит из модулей:

- список сигналов, подаваемых на вход;
- имитатор движения Солнца;
- текущее положение Солнца.

Субмодель «Управление положением Солнца» содержит в себе схему управления приводом движения (рис. 8). Аналогично предыдущей модели на вход поступают задающие сигналы управления, что приводит в действие необходимые ключи для продолжения пути сигналов. Поступающие сигналы объединяются в одну точку, которая создает необходимую траекторию движения.

При запуске проекта из стороннего файла осуществляется загрузка следующих данных: точка восхода и захода Солнца. В данной работе в качестве стороннего файла использовался файл *Excel*. Написанная программа в скрипте (рис. 9) позволяет читать и загружать в базу данных необходимые сведения (порядковый день) из указанной строки и столбца таблицы.

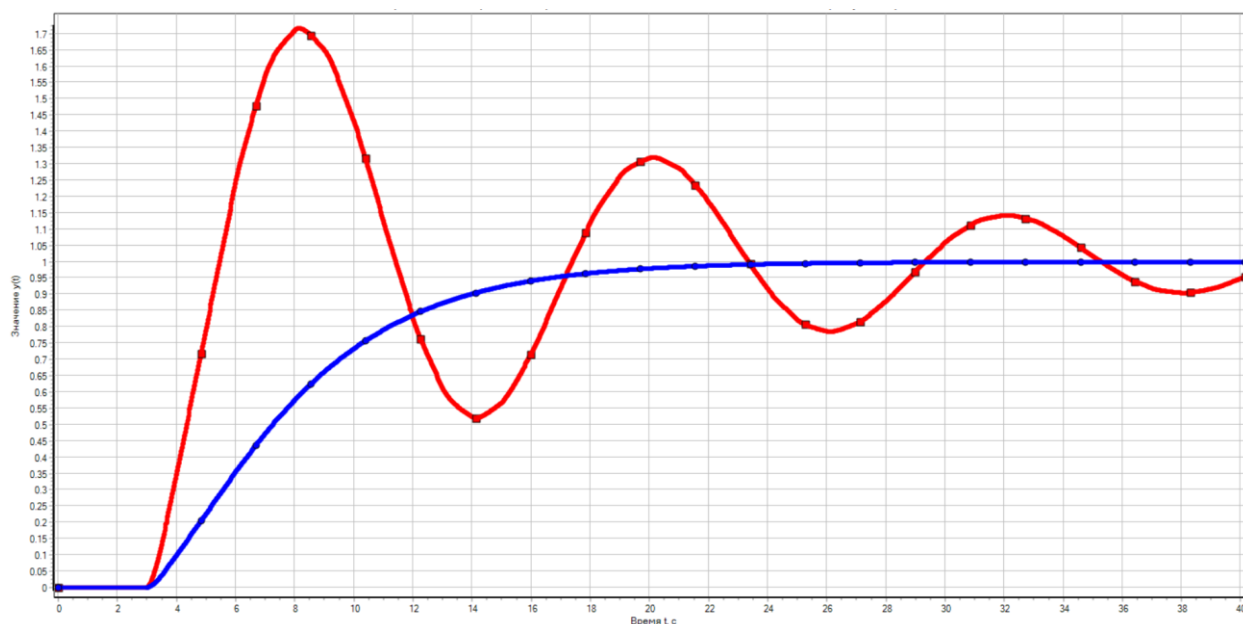


Рис. 6. График переходного процесса привода до/после оптимизации ПИД-регулятора

Данные загружаются в две переменные (точка восхода, точка захода), последующая загрузка приводит к перезаписи данных в переменной. Загрузка переменных позволяет регулировать работу ключей: подъем и спуск объекта. Завершающим шагом работы схемы является передача данных в модуль визуального 3D проектирования.

Основной задачей 3D-модуля является наглядная демонстрация ориентации панели солнечной батареи. Опираясь на основные функции, написанные в скрипте проекта (рис. 10) солнечная батарея, получая данные о траектории движения Солнца, производит своевременно необходимый поворот и угол наклона (рис. 11).

Для оценки эффективности управления в модели производится расчет процента получаемой энергетической мощности при текущем поло-

жении панели солнечной батареи. Расчет организован в блоке программирования, где выполнена формула расчета (рис. 12).

Входными данными для определения процента получаемой мощности является сигнал

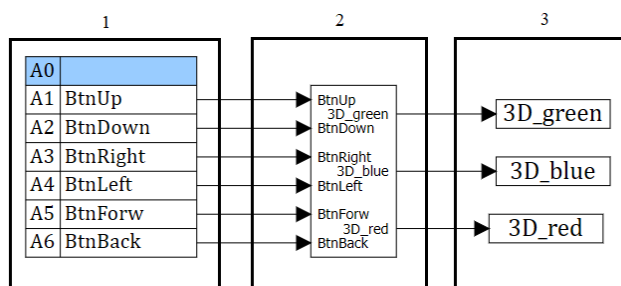


Рис. 7. Модель управления положением Солнца

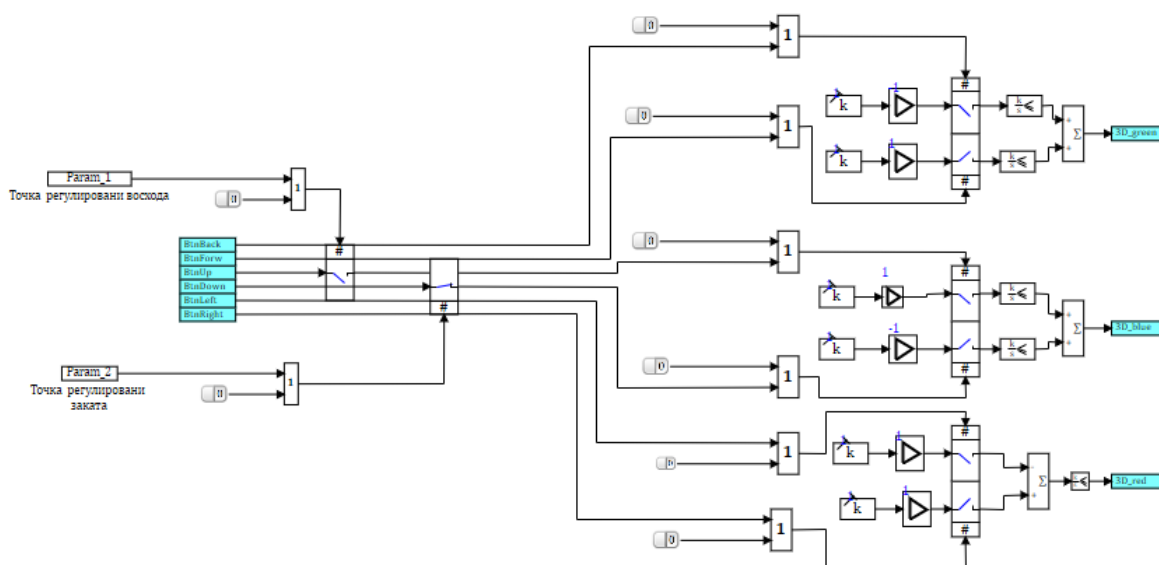


Рис. 8. Модель движения Солнца

#### initialization

```
id = excelcreateobject;
filename = expandfilename( "data.xlsx" );
excelopendocument(id, filename);
row_count = excelgetrowcount(id, 1);
col_count = excelgetcolcount(id, 1);
Param_Sunrise = excelgettext(id, 1, Param_Num, 1);
Param_Sunset = excelgettext(id, 1, Param_Num, 2);
excelquit(id, True);

end;
```

	A	B	C	D	E
1	8.53	16.2		Декабрь	
2	8.55	16.19			
3	8.57	16.18			
4	8.58	16.17			
5	9	16.17			
6	9.1	16.16			
7	9.3	16.15			
8	9.4	16.15			
9	9.6	16.14			
10	9.7	16.14			
11	9.8	16.14			
12	9.9	16.13			
13	9.10	16.13			
14	9.11	16.13			
15	9.12	16.13			
16	9.13	16.13			

Рис. 9. Программный код чтения из файла/содержимое файла



Рис. 10. Скрипт проекта



о состоянии угла наклона панели солнечной батареи (рис. 13).

## Заключение

В программной среде *SimInTech* из типовых блоков реализована модель системы управления процессом ориентации панели солнечной батареи, построенная на основе моделей комплекса электромеханических устройств с оптимизирован-

ными настройками ПИД-регуляторов и траектории движения Солнца. Система автоматического управления обеспечивает программное управление углами азимута и места панели в автоматическом режиме с целью наилучшей ее ориентации на Солнце в зависимости от географического положения и календарной даты. Подключен модуль 3D визуализации текущей ориентации панели относительно Солнца и контроль эффективности использования солнечной энергии.

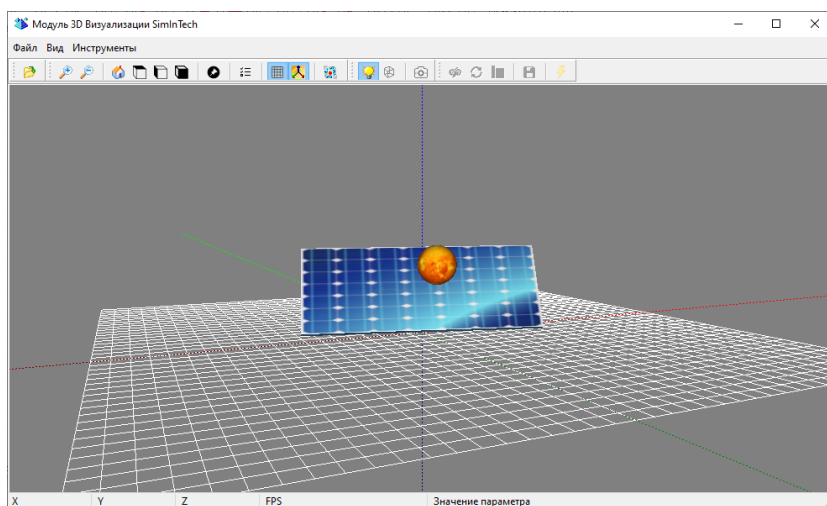


Рис. 11. Создание объекта «Солнце»

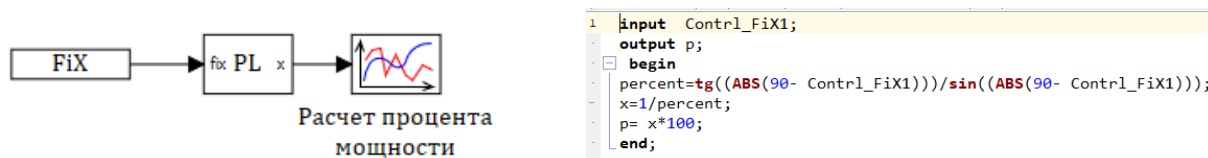


Рис. 12. Субмодель реализации расчета процента мощности от угла наклона панели солнечной батареи в среде моделирования *SimInTech*

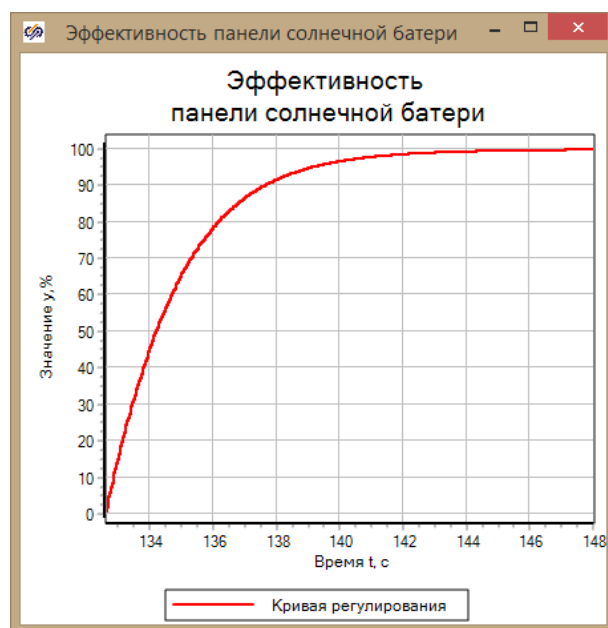


Рис. 13. Эффективность панели солнечной батареи

## Список литературы

- [1] Энергетическая стратегия Российской Федерации на период до 2035 года [Электронный ресурс]. URL: <https://minenergo.gov.ru/node/1026> (дата обращения: 07.09.2020).
- [2] Солодков М. В., Елфимова Ю. В. Развитие солнечной энергетики как фактор экономической безопасности России [Электронный ресурс]. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/razvitie-solnechnoy-energetiki-kak-faktor-ekonomicheskoy-bezopasnosti-rossii/viewer> (дата обращения: 25.04.2020).
- [3] Ратнер С. В. Стоимостной анализ развития солнечной энергетики в мире и ее перспективы для России // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Экономические науки. 2014. № 3 (197). С. 90–97.
- [4] Карташов Б. А., Щекатуров А. М., Шабаев Е. А., Козлов О. С. Среда динамического моделирования технических систем SimInTech. М. : ДМК Пресс, 2017. 424 с.
- [5] Справочная система SimInTech [Электронный ресурс]. URL: [https://help.simintech.ru/#o\\_simintech/o\\_simintech.html](https://help.simintech.ru/#o_simintech/o_simintech.html) (дата обращения: 15.02.2020).
- [6] Мызникова В. А., Устименко В. В., Чубарь А. В. Построение нечетких регуляторов для систем управления автономных объектов в среде SimInTech // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. 3. № 1. С. 22–27. doi: 10.26732/2618-7957-2019-1-22-27.
- [7] Чубарь А. В., Пожаркова И. Н., Устименко В. В. Построение алгоритмов управления термовакuumными испытаниями в среде SimInTech // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. 3. № 3. С. 149–154. doi: 10.26732/2618-7957-2019-3-149-154.
- [8] Аржанов К. В. Двухкоординатная система наведения солнечных батарей на Солнце // Известия Томского политехнического университета. 2014. Т. 324. № 4. С. 139–146.
- [9] Китаева М. В., Юрченко А. В., Охорзина А. В., Скороходов А. В. Автономная система слежения за солнцем для солнечной энергосистемы // Ползуновский вестник. 2011. № 3/1. С. 196–199.
- [10] Пид регулирование пид регулятор на практических примерах [Электронный ресурс]. URL: <https://trubymaster.ru/pid-regulirovanie-pid-reguljator-na-prakticheskikh> (дата обращения: 18.05.2020).

## DESIGNING A CONTROL SYSTEM FOR THE ORIENTATION OF SOLAR PANELS IN THE DYNAMIC SIMULATION ENVIRONMENT OF SIMINTECH TECHNICAL SYSTEMS

**L. A. Mikhaylenko, V. V. Ustimenko, A. V. Chubar**

*Siberian Federal University,  
Krasnoyarsk, Russian Federation*

*The energy efficiency of solar panels is largely determined by the accuracy of their orientation to the Sun. The article presents the results of the development of a software control system for the orientation of the solar panel, depending on the geographical location and calendar date. The system model is implemented in the environment of dynamic modeling of SimInTech technical systems and includes a model of a complex of electromechanical devices for solar panel orientation, a discrete PID controller and a software control unit, which are implemented on the basis of standard SimInTech blocks and submodels. The panel orientation system allows to change the coordinates of the azimuth and location that determine the orientation of the panel in three-dimensional space and control them according to a given program. The system is implemented as a package of projects that interact through a common signal base, which provides information exchange between projects, making the system model flexible and universal. The result of the control system is presented in the 3D module of the visual editor, which allows you to visually track the results of management and the efficiency of equipment use. To confirm the quality indicators of the orientation control of the solar panel the percentage of the received energy capacity is calculated.*

*Keywords: solar panel, control system, dynamic modeling, SimInTech, 3D visualization.*

## References

- [1] *Energeticheskaya strategiya Rossijskoj Federacii na period do 2035 goda* [Energy Strategy of the Russian Federation until 2035]. Available at: <https://minenergo.gov.ru/node/1026> (accessed 07.09.2020). (In Russian)
- [2] Solodkov M. V., Elfimova Yu. V. *Razvitie solnechnoj energetiki kak faktor ekonomicheskoy bezopasnosti Rossii* [Development of solar energy as a factor of economic security of Russia]. Available at: <https://cyberleninka.ru/article/n/razvitie-solnechnoj-energetiki-kak-faktor-ekonomicheskoy-bezopasnosti-rossii/viewer> (accessed 25.04.2020). (In Russian)
- [3] Ratner S. V. *Stoimostnoj analiz razvitiya solnechnoj energetiki v mire i ee perspektivy dlya Rossii* [Cost analysis of solar energy development in the world and its prospects for Russia] // St. Petersburg State Polytechnical University Journal. Economics, 2014, no. 3 (197), pp. 90–97. (In Russian)
- [4] Kartashov B. A., Shchekaturov A. M., Shabaev E. A., Kozlov O. S. *Sreda dinamicheskogo modelirovaniya tekhnicheskikh sistem SimInTech* [Environment for dynamic modeling of technical systems SimInTech]. Moscow, DMK Press, 2017, 424 p. (In Russian)
- [5] *Spravochnaya sistema SimInTech* [SimInTech help system]. Available at: [https://help.simintech.ru/#o\\_simintech/o\\_simintech.html](https://help.simintech.ru/#o_simintech/o_simintech.html) (accessed 15.02.2020). (In Russian)
- [6] Myznikova V. A., Ustimenko V. V., Chubar A. V. Fuzzy controllers construction in the SimInTech environment // *Spacecrafts & Technologies*, 2019, vol. 3, no. 1, pp. 22–27. doi: 10.26732/2618-7957-2019-1-22-27.
- [7] Chubar A. V., Pozharkova I. N., Ustimenko V. V. Creation of control algorithms thermal vacuum tests in the SimInTech environment // *Spacecrafts & Technologies*, 2019, vol. 3, no. 3, pp. 149–154. doi: 10.26732/2618-7957-2019-3-149-154.
- [8] Arzhanov K. V. *Dvuhkoordinatnaya sistema navedeniya solnechnykh batarej na Solnce* [Two-coordinate system for pointing solar panels at the Sun] // Bulletin of the Tomsk Polytechnic University, 2014, vol. 324, no. 4, pp. 139–146. (In Russian)
- [9] Kitaeva M. V., Yurchenko A. V., Okhorzina A. V., Skorokhodov A. V. *Avtonomnaya sistema slezheniya za solncem dlya solnechnoj energosistemy* [Autonomous system of tracking the sun for the solar power system] // *Polzunovsky vestnik*, 2011, no. 3/1, pp. 196–199. (In Russian)
- [10] *Pid regulirovanie pid reguljator na prakticheskikh primerah* [PID regulation PID controller on practical examples]. Available at: <https://trubymaster.ru/pid-regulirovanie-pid-reguljator-na-prakticheskikh> (accessed 18.05.2020). (In Russian)

## Сведения об авторах

Михайленко Людмила Андреевна – магистрант Сибирского федерального университета. Окончила Сибирский федеральный университет в 2020 году. Область научных интересов: моделирование систем и процессов в различных средах проектирования.

Устименко Валерия Владимировна – магистрант Сибирского федерального университета. Окончила Сибирский федеральный университет в 2020 году. Область научных интересов: моделирование систем и процессов в различных средах проектирования.

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

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

*Редакция принимает в журнал статьи, соответствующие следующим темам:*

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

*Статья должна быть подготовлена в формате «Документ Word 97–2003» и направлена на электронную почту редакции [iscrit@gmail.com](mailto:iscrit@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).





# 19-я Международная конференция «Авиация и космонавтика»

23–27 ноября 2020 года

## ПРИГЛАШАЕМ ПРИНЯТЬ УЧАСТИЕ УЧЁНЫХ, СПЕЦИАЛИСТОВ, НАУЧНЫХ СОТРУДНИКОВ, АСПИРАНТОВ!

### НАПРАВЛЕНИЯ РАБОТЫ КОНФЕРЕНЦИИ:

- авиационные системы;
- авиационные, ракетные двигатели и энергетические установки;
- системы управления, информатика и электроэнергетика;
- информационно-телекоммуникационные технологии авиационных, ракетных и космических систем;
- ракетные и космические системы;
- робототехника, интеллектуальные системы и авиационное вооружение;
- математические методы в аэрокосмической науке и технике;
- новые материалы и производственные технологии в области авиационной и ракетно-космической техники;
- экономика и менеджмент предприятий аэрокосмического комплекса.

Приём заявок на участие продлён до 16 октября 2020 года

### + ОНЛАЙН-КОНФЕРЕНЦИИ:



**КОМПОЗИТНЫЕ МАТЕРИАЛЫ  
И КОНСТРУКЦИИ**

МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ

10 ноября 2020

[composite.mai.ru](http://composite.mai.ru)



**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ  
МОДЕЛИРОВАНИЕ**

Международная конференция

17 ноября 2020

[math.mai.ru](http://math.mai.ru)



**БЕСПИЛОТНЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ  
АППАРАТЫ**

МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ

24 ноября 2020

[uav.mai.ru](http://uav.mai.ru)



[aik.mai.ru](http://aik.mai.ru)



[aviacosmos@gmail.com](mailto:aviacosmos@gmail.com)



+7 926 303-52-32





# 9 МАИ – СОЗДАЁМ БУДУЩЕЕ ВМЕСТЕ!

Программы дополнительного профессионального образования от ведущих центров компетенций МАИ помогают реализовать цифровую, технологическую и бизнес-трансформацию для высокотехнологичных предприятий в аэрокосмической и других отраслях.



@MAIuniversity  
[www.mai.ru](http://www.mai.ru)