



## АРКТИКА-М

**28 февраля 2021**  
с космодрома  
Байконур запущен  
гидрометеорологический  
спутник  
АРКТИКА-М № 1

**16 декабря 2023**  
с космодрома  
Байконур запущен  
гидрометеорологический  
спутник  
АРКТИКА-М № 2

ЛЕТ  
ЗАПУСКА

# 5



**20 января 2011**  
с космодрома  
Байконур запущен  
гидрометеорологический  
спутник  
ЭЛЕКТРО-Л № 1  
нового поколения

**12 февраля 2026**  
с космодрома  
Байконур  
состоялся запуск  
гидрометеорологического  
спутника  
ЭЛЕКТРО-Л № 5

# 15

ЛЕТ ЗАПУСКА

# ЭЛЕКТРО-Л





главный редактор  
**Карчаев Харун Жекериевич**,  
 кандидат экономических наук  
 АО «НПО Лавочкина»  
 телефон: (495) 575 55 63  
 адрес электронной почты:  
 vestnik@laspace.ru

заместитель главного редактора  
**Ефанов Владимир Владимирович**  
 доктор технических наук, профессор

д.т.н.  
 д.т.н.  
 к.т.н.  
 к.т.н.  
 д.т.н.

**редакционная коллегия**

**К.А. Занин**  
**Д.А. Кузнецов**  
**А.А. Моисеев**  
**И.В. Москатинцев**  
**А.Е. Назаров**  
**П.В. Федоркин**  
**В.С. Финченко**  
**А.Е. Ширшаков**

**редакционный совет**

председатель  
**В.В. Марфин**  
 к.э.н. **Х.Ж. Карчаев**  
 академик РАН  
 д.ф.-м.н., профессор  
 д.т.н., профессор  
 д.т.н.  
 академик РАН  
 д.т.н., профессор  
 академик РАН  
 д.т.н., профессор  
 д.т.н., профессор  
 академик РАН  
 академик РАН  
**О.М. Алифанов**  
**В.В. Асюс**  
**В.В. Ефанов**  
**С.Э. Зайцев**  
**Л.М. Зелёный**  
**А.А. Любомиров**  
**Ю.А. Матвеев**  
**Г.А. Попов**  
**В.В. Хартов**  
**Е.Н. Хохлачев**  
**Б.М. Шустов**

журнал является  
 рецензируемым изданием

**учредитель**  
 АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

адрес учредителя совпадает с адресом редакции  
 журнал зарегистрирован в Федеральной  
 службе по надзору в сфере связи  
 и массовых коммуникаций  
 свидетельство ПИ № ФС 77-72311  
 от 01 февраля 2018 года



Chief Editor  
**Karchayev Kharun Zhekeriyevich**  
 Candidate of economic sciences  
 Lavochkin Association, JSC  
 phone: (495) 575 55 63  
 e-mail: vestnik@laspace.ru

Deputy Chief Editor  
**Efanov Vladimir Vladimirovich**  
 Doctor of engineering, Professor

d.eng.  
 d.eng.  
 c.sc. (eng.)  
 c.sc. (eng.)  
 d.eng.

**editorial board**

**К.А. Занин**  
**Д.А. Кузнецов**  
**А.А. Моисеев**  
**И.В. Москатинцев**  
**А.Е. Назаров**  
**П.В. Федоркин**  
**В.С. Финченко**  
**А.Е. Ширшаков**

d.eng.  
 c.sc. (eng.)

**editorial council**

Chairman  
**V.V. Marfin**  
 Deputy Chairman  
**Kh.Zh. Karchayev**  
 c.sc. (econ.)  
 academician RAN  
 d.phys.-math., professor  
 d.eng., professor  
 d.eng.  
 academician RAN  
 d.eng., professor  
 d.eng., professor  
 academician RAN  
 d.eng., professor  
 d.eng., professor  
 academician RAN  
**О.М. Алифанов**  
**В.В. Асюс**  
**В.В. Ефанов**  
**С.Э. Зайцев**  
**Л.М. Зелёный**  
**А.А. Любомиров**  
**Ю.А. Матвеев**  
**Г.А. Попов**  
**В.В. Хартов**  
**Е.Н. Хохлачев**  
**Б.М. Шустов**

the journal is  
 a reviewed publication

**f o u n d e r**  
 «LAVOCHKIN ASSOCIATION, JSC»

the founder's address coincides  
 with the editorial office address  
 the journal is registered  
 in Federal Service  
 for telecommunications and  
 mass media oversight  
 certificate ПИ № ФС 77-72311  
 dated February 01, 2018

## с о д е р ж а н и е

### Клименко Н.Н., Занин К.А.

Обнаружение движущихся объектов при космической радиолокационной видеосъёмке.  
Часть 2. Обнаружения движущихся объектов по их тени при космической радиолокационной видеосъёмке ..... 3

### Розин П.Е., Литвинчук Э.А., Гордиенко Е.С.

Адаптивное распределение кинетического момента в системе двигателей маховиков космического аппарата ..... 14

### Котляров Е.Ю., Луженков В.В., Финченко В.С.

Тепловая модель и методика анализа распределения тепловых потоков в разветвлённой системе тепловых труб орбитального космического аппарата ..... 21

### Занин К.А.

Модифицированный критерий классификации аэрокосмических систем наблюдения по плотности информации в изображениях ..... 31

### Кульвиц А.В., Ключников В.Ю., Полуян М.М., Михеев Е.А., Матвеев Г.А.

Модель функционирования космического аппарата наблюдения, учитывающая характер работы бортовых систем ..... 38

### Колобов А.Ю., Блинов Д.С., Петров Ю.А., Беляев Г.Д.

Методика контроля надёжности единичных изделий космической техники ..... 48

### Скрипников Д.В.

Анализ условий акустического и вибрационного нагружения приборно-агрегатного оборудования ..... 53

### Ткачев Н.А., Лоскутова Е.В., Косенкова А.В.

Применение имитационного моделирования для оценки эффективности использования солнечной батареи в системе электропитания плавающей аэростатной станции для исследования Венеры ..... 60

### ежеквартальный научно-технический журнал издаётся с 2009 года

- журнал включён в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК в категорию К1 по группе научных специальностей: **2.5.13.** Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов; **2.5.14.** Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов; **2.5.16.** Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов
- основное содержание журнала – научные статьи (в том числе обзоры) по направлению технические науки (космонавтика и ракетостроение)
- журнал осуществляет рецензирование поступающих статей, соответствующих его тематике, редакция направляет авторам статей копии рецензий, рецензии хранятся в редакции пять лет
- журнал включён в систему Российского индекса научного цитирования (РИНЦ), лицензионный договор от 01.07.2021 № 208-07/2021
- в РИНЦ и на сайте издателя все полные тексты размещаются в открытом доступе
- значение пятилетнего импакт-фактора в РИНЦ – 0,704
- осуществляется доставка обязательного экземпляра в Российскую государственную библиотеку
- плата за публикацию статей не взимается
- мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
- редакция не несёт ответственность за содержание рекламы
- рукописи не возвращаются
- при перепечатке материалов ссылка на «ВЕСТНИК «НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА» обязательна
- сведения о журнале, членах редакционной коллегии и редакционного совета, статьи, требования к оформлению представленных авторами рукописей, правила рецензирования приведены в журнале и на сайте издателя <https://www.laspce.ru/ru/>
- подписной индекс 37156 в каталоге периодических изданий «Газеты и журналы» ООО ГК «УРАЛ-ПРЕСС» © АО «НПО ЛАВОЧКИНА» © авторы статей

## t a b l e o f c o n t e n t s

### **Klimenko N.N., Zanin K.A.**

Spaceborne Video SAR moving target detection.  
Part 2. Moving target shadow detection using  
spaceborne SAR video imaging ..... 3

### **Rozin P.E., Litvinchuk E.A., Gordienko E.S.**

Adaptive allocation of angular momentum in  
the reaction wheel system of a spacecraft ..... 14

### **Kotlyarov E.YU., Luzhenkov V.V., Finchenko V.S.**

Thermal model and analysis method of thermal  
fluxes dissipation in extensive thermal pipes  
system of an orbiter ..... 21

### **Zanin K.A.**

A modified criterion of aerospace monitoring systems  
classification by the images' information density ..... 31

### **Kulvits A.V., Klyushnikov V.Y., Poluyan M.M., Mikheev E.A., Matveev G.A.**

Functional model of an observation spacecraft in light of  
the onboard systems operation ..... 38

### **Kolobov A.Yu., Blinov D.S., Petrov Yu.A., Beliaev G.D.**

Methodology for reliability control of single items of space technology ..... 48

### **Skripnikov D.V.**

Analysis of the acoustic and vibration loading conditions  
of instrumentation-service equipment ..... 53

### **Tkachev N.A., Loskutova E.V., Kosenkova A.V.**

The Use of Simulation Modeling to Estimate the Efficiency  
of Using a Solar Battery in the Power System of  
an Aerobot for Venus Exploration ..... 60

### **scientific and technical quarterly journal published since 2009**

- the journal is in the list of Russian peer-reviewed scientific journals of the Supreme Certification Committee of the Russian Federation, in category **K1** referring the following scientific categories: **2.5.13.** Aircraft design, production, testing and operation; **2.5.14.** Aircraft durability and thermal modes; **2.5.16.** Aircraft Dynamics, ballistics and control
- the main content of the journal are scientific articles (including reviews) in the field of engineering science (cosmonautics and rocket science)
- the journal performs peer review of incoming articles corresponding to the subject content, editorial office provides copies of editing reviews to the authors; the peer reviews are stored five years in editorial office
- the journal is included into data base of Russian Index of Scientific Citation (RISC), license agreement of 01.07.2021 № 208-07/2021
- all complete articles are publicly available in RISC and on the publisher's website
- the value of five-year impact factor in RISC is 0,704
- the legal deposit copy is delivered to The Russian State Library
- there is no fee for the articles' publication
- the opinion of editorial staff not always coincides with authors' viewpoint
- editorial staff is not responsible for the content of any advertisements
- manuscripts are not returned
- no part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of «VESTNIK «NPO IM. S.A. LAVOCHKINA»
- information about the journal, the members of editorial staff and editorial board, the articles, the requirements for manuscripts design, the rules of peer review are available in the journal and on the publisher's website: <http://www.laspace.ru/ru/>
- subscription index 37156 in catalogue periodicals «GAZETI I JURNALI» 000 GK «URAL-PRESS» © «LAVOCHKIN ASSOCIATION» © article writers

**ОБНАРУЖЕНИЕ ДВИЖУЩИХСЯ  
ОБЪЕКТОВ ПРИ КОСМИЧЕСКОЙ  
РАДИОЛОКАЦИОННОЙ  
ВИДЕОСЪЁМКЕ.  
ЧАСТЬ 2. ОБНАРУЖЕНИЯ  
ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ  
ПО ИХ ТЕНИ ПРИ КОСМИЧЕСКОЙ  
РАДИОЛОКАЦИОННОЙ  
ВИДЕОСЪЁМКЕ**



**Н.Н. Клименко<sup>1</sup>,**  
кандидат технических наук,  
*klimenkonn@laspace.ru;*  
**N.N. Klimenko**

*В части 2 настоящей статьи рассматриваются способы обнаружения движущихся объектов по их тени при космической радиолокационной видеосъёмке с использованием таких нейросетей, как Faster R-CNN, Dual Faster R-CNN, ShadowDeNet. Анализируется применимость в этих целях нейросетей YOLO и SSD.*

*Ключевые слова:*  
*радиолокационная видеосъёмка;*  
*обнаружение;*  
*движущийся объект;*  
*нейросеть;*  
*радиолокационная тень.*

DOI: 10.26162/LS.2026.71.1.001

<sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

**SPACEBORNE  
VIDEO SAR  
MOVING TARGET  
DETECTION.  
PART 2. MOVING  
TARGET SHADOW  
DETECTION USING  
SPACEBORNE SAR  
VIDEO IMAGING**



**К.А. Занин<sup>1</sup>,**  
доктор технических наук,  
*zaninka@laspace.ru;*  
**K.A. Zanin**

*Part 2 of this article considers moving target shadow detection techniques during space-borne SAR video imaging using such neural networks as Faster R-CNN, Dual Faster R-CNN, ShadowDeNet. Implementation of YOLO and SSD neural networks for such purposes is analysed.*

*Key words:*  
*SAR video imaging;*  
*detection;*  
*moving target;*  
*neural network;*  
*SAR shadow.*

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

## ОБНАРУЖЕНИЕ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ ПРИ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ВИДЕОСЪЁМКЕ. ЧАСТЬ 2. ОБНАРУЖЕНИЯ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ ПО ИХ ТЕНИ ПРИ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ВИДЕОСЪЁМКЕ

### введение. Предварительный анализ свойств радиолокационных теней движущихся объектов и способов их обнаружения при космической радиолокационной видеосъёмке

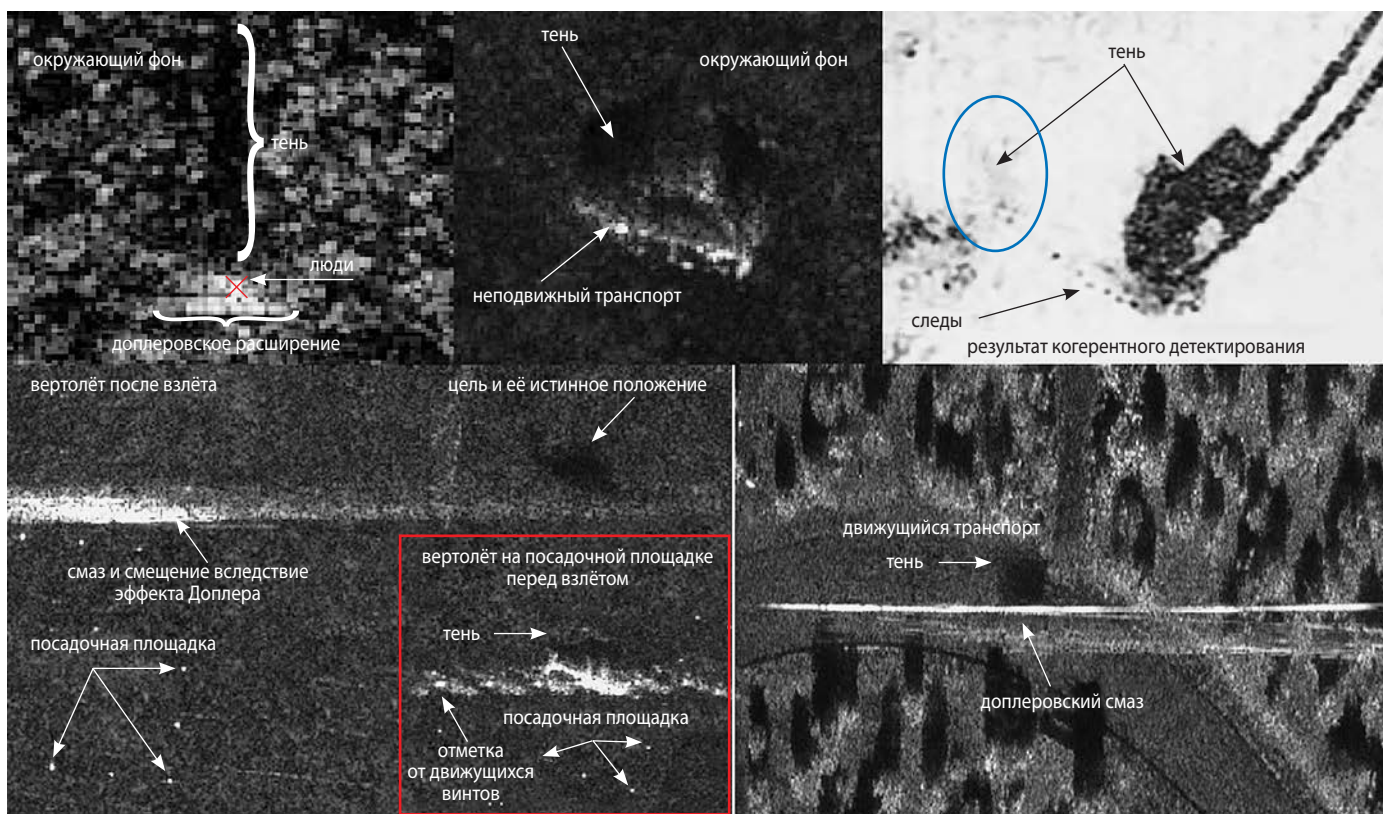
Обнаружение и мониторинг движущихся объектов при космической радиолокационной видеосъёмке осуществляется по их радиолокационной тени. Это обусловлено тем, что непосредственное обнаружение движущихся объектов на радиолокационных снимках существенно затруднено и фактически невозможно, так как изображение объекта под воздействием эффекта Доплера оказывается смазанным, трудноразличимым и смещённым в пространстве относительно своего истинного положения. В то же время характерные для радиолокационных теней движущихся объектов размеры, форма и интенсивность, а также их зависимость от параметров движения обеспечивают реальные условия для их обнаружения и геолокации. Вместе с тем обнаружение движущихся объектов по их радиолокационной тени представляет собой нетривиальную задачу вследствие ряда их особенностей.

Радиолокационные тени объектов представляют собой нечёткие тёмные изображения с размытыми краями. Низкая интенсивность теней объектов, а также примитивный характер их отличительных признаков

приводят к их несущественным отличиям от других областей с низкими отражательными свойствами, например, от теней неподвижных объектов. Кроме того, тени движущихся объектов видоизменяются при различных параметрах движения и углах наблюдения. Особенно это характерно для высокоманевренных объектов. Тени таких объектов имеют более размытые края и отличаются низкой контрастностью по отношению к окружающему фону. При определённых условиях возрастание доплеровского сдвига частоты может привести к тому, что тень будет неотличима от фона. Дополнительные сложности для обнаружения большинства движущихся объектов оказывают небольшие размеры и невыразительная форма их теней, а также стартопный характер их движения. Особенности радиолокационных теней движущихся объектов иллюстрируются рисунком 1.

Рассмотренные особенности радиолокационных теней движущихся объектов приводят к необходимости поиска и применения мощных способов и алгоритмов их обнаружения, минимизирующих вероятности пропуска и ложной тревоги. При этом к ним предъявляется особое требование – функционирование в масштабе времени, близком к реальному, в идеале – в реальном времени.

В настоящее время для обнаружения движущихся объектов при их космической радиолокационной видеосъёмке рассматриваются методы и алгоритмы



рисунком 1. Особенности радиолокационных теней различных объектов

искусственного интеллекта и глубокого обучения и, в частности, различные многослойные нейросети, предназначенные для автоматического извлечения характерных признаков обнаруживаемых объектов путём обучения (тренировки) нейросетей с использованием наборов эталонных образцов. К наиболее пригодными для решения рассматриваемой задачи относят следующие семейства нейросетей:

- нейросети типа R-CNN: Fast R-CNN, Faster R-CNN, Dual Faster R-CNN, ShadowDeNet;
- нейросети типа SSD (Single Shot Detection);
- нейросети типа YOLO (You Look Only Once): YOLOv3, YOLOv8 и др.

По оценке, достаточно эффективным является метод и алгоритм, основанный на обнаружении больших двоичных объектов (кластеров) на радиолокационном изображении (blob detection) и алгоритма Лукаса – Канаде (Lucas – Kanade) и выявлении изменений на последовательных кадрах радиолокационного видеоизображения с использованием идеи оптического потока (*Change detection using synthetic aperture radar videos*).

Отмеченные методы и алгоритмы создавались применительно к решению задачи обнаружения и классификации объектов на изображениях (в том числе, видеоизображениях) видимого диапазона. Их непосредственное применение для решения рассматриваемой задачи не представляется возможным без соответствующей адаптации и учёта особенностей радиолокационных теней движущихся объектов. Это наложило практические ограничения на применение нейросетей типа YOLO и SSD, несмотря на то, что они характеризуются наивысшими показателями по достоверности и быстродействию применительно к обработке изображений видимого диапазона. Так, нейросети типа YOLO ориентированы на обнаружение крупных и контрастных по отношению к фону объектов. Для улучшения возможностей по обнаружению менее крупных объектов в видимом диапазоне прорабатывалась возможность совместного применения алгоритмов YOLO и HSV (Hue, Saturation, Value) для дополнительного разделения движущихся объектов и фона по их цвету (*H-YOLO: A single shot ship detection approach based on region of interest preselected network*). Однако такой подход не может быть использован применительно к чёрно-белым радиолокационным снимкам. Предпринимались и другие попытки адаптировать эту нейросеть для обнаружения движущихся объектов по их радиолокационным теням. Разработанный в (*YOLO-based simultaneous target detection and classification in automotive FMCW radar systems*) метод на базе использования нейросети YOLO со специальной предварительной обработкой радиолокационного изображения обеспечивает обнаружение

только протяжённых наземных объектов длиной не менее 10–20 метров типа трейлеров или железнодорожных составов. В работе (*Multifeature joint detection of moving target in video SAR*) рассматривается применение для этих целей комбинированного подхода на базе нейросети YOLO и традиционных методов обнаружения движущихся объектов на основе использования эффекта Доплера. Однако его возможности не выходят за пределы возможностей нейросети YOLO по обнаружению малоразмерных и слабоконтрастных объектов.

Нейросеть SSD обеспечивает обнаружение как большеразмерных, так и малоразмерных объектов. Это достигается за счёт использования в качестве слоёв нейросети набора фиксированных сеток с ячейками различного размера, через которые «пропускаются» исходные изображения. Каждая ячейка этих сеток предназначена для прогнозирования (предсказания) возможного нахождения полезного объекта в соответствующей области изображения. Для каждой ячейки фиксированной сетки нейросеть генерирует «якоря» (anchors) – прямоугольники разных размеров и с разным соотношением длин сторон, центры которых совмещаются с центрами ячеек. Прямоугольники – «якоря» предназначены для уточнения прогнозируемого положения объекта в ячейке с учётом прогнозируемой формы обнаруживаемых объектов. С использованием этой многослойной сети осуществляется выдвижение 25,4 тысяч гипотез (прогнозов, предсказаний) относительно положения и формы объектов, подлежащих обнаружению.

Для решения задачи обнаружения на вход нейросети поступают так-называемые «истинные сведения» (ground truth), содержащие аннотированные данные об объектах, подлежащих обнаружению на соответствующем изображении, и данные об их форме и положении в пространстве. Эти «истинные сведения» предварительно готовятся высококвалифицированными экспертами и используются для обучения нейросети, в процессе которого генерируются «боксы» (прямоугольники), соответствующие «истинным сведениями» об обнаруживаемых объектах. Принятие решения об обнаружении осуществляется путём оценивания степени совпадения (пересечения) «истинных боксов» и предсказанных нейросетью боксов, соответствующим прямоугольникам – «якорям» и ячейкам сеток, в которых выявлены отличные от фона участки изображения. Для оценивания степени совпадения вычисляется параметр IoU (Intersection over Union) = (площадь пересечения боксов) / (площадь объединённых боксов). Этот параметр может принимать значения  $0 \leq \text{IoU} \leq 1$ . Очевидно, что чем больше его значение, тем больше доверия к результатам обнаружения по конкретному предсказанному боксу. На практике уже при  $\text{IoU} \geq 0,5$



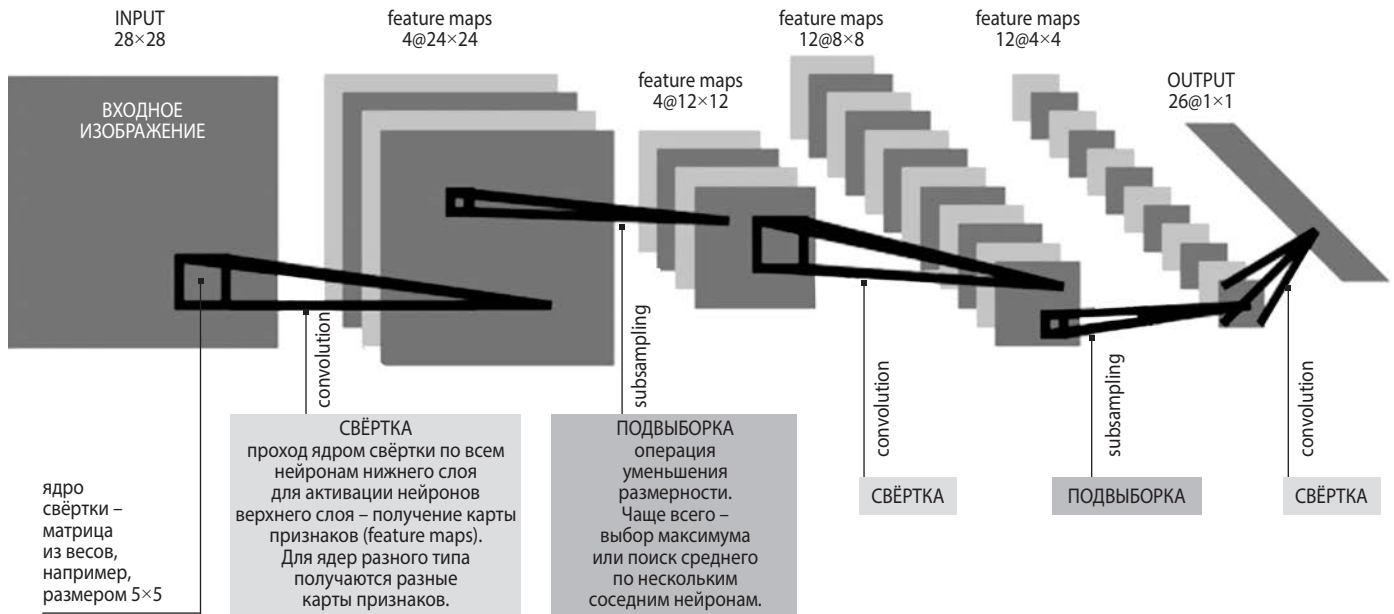


рисунок 3. Архитектура свёрточной нейросети типа CNN

уменьшение размерности пространства признаков и формирование вектора признаков для конечной классификации (обнаружения) объектов с использованием «истинных сведений» об объектах, формируемых в процессе обучения нейросети. Архитектура такой нейросети схематично показана на рисунке 3.

Свёрточные нейросети для обработки изображений имеют многослойную архитектуру, включающую свёрточные слои (convolution layers), слои подвыборки (pooling, sampling layers), полносвязные слои.

Свёрточные слои позволяют нейросети «понимать» изображение, выделяя (активируя) на них существенные для обнаружения (классификации) отличительные признаки для формирования карты признаков (feature map). Каждый слой свёртки содержит одно или несколько ядер свёртки (kernel) или фильтров в форме матрицы, содержащей значения пикселей (по аналогии с входным изображением) и скользящей по входному изображению или карте признаков. При этом на каждом шаге осуществляется операция свёртки путём скалярного перемножения матрицы-ядра и соответствующего фрагмента входного изображения (или карты признаков в последующих слоях) в соответствии с выражением:

$$C(i,j)=\sum_{u=0}^{m-1}\sum_{v=0}^{n-1}I(i+u,j+v)\times F(u,v),$$

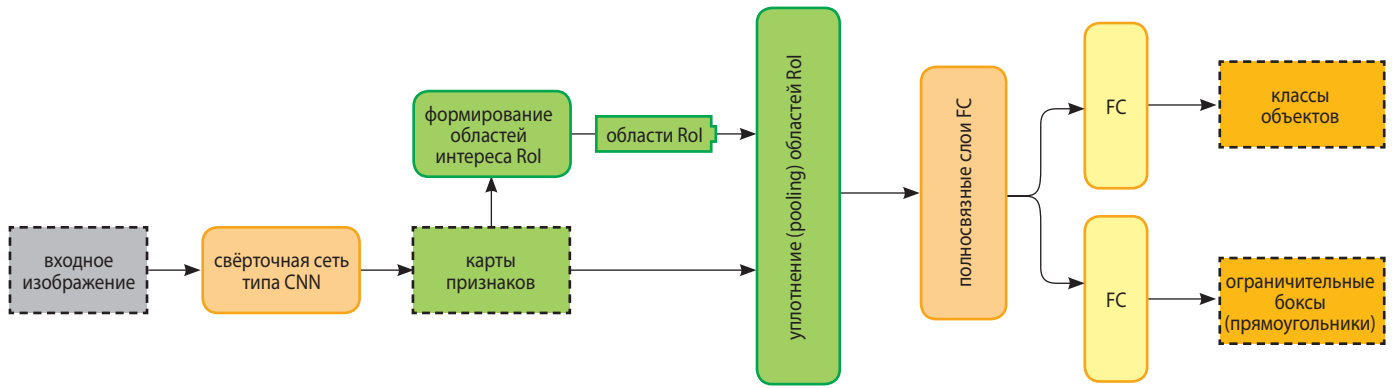
где  $I$  и  $F$  – матрицы фрагмента изображения и ядра соответственно;  $C(i, j)$  – результат свёртки в точке  $(i, j)$ .

Матрица  $C(i, j)$ ,  $i=0\dots m-1$ ,  $j=0\dots n-1$  – карта признаков объекта, извлечённая фильтром  $F$ , которая подаётся на вход следующего слоя, осуществляющего свёртку со «своими» ядрами-фильтрами. В процессе обучения нейросети с использованием «истинных сведений» об объекте производится настройка

требуемого множества фильтров на выделение характерных для этого объекта признаков (шаблонов), таких как прямые линии, углы, закругления, их комбинации, границы участков с различной интенсивностью, форма объекта. В начальных слоях нейросеть выделяет элементарные признаки, а глубокие слои отвечают за извлечение всё более сложных признаков и формирование всё более приближённого к истинному образу объекта на карте признаков.

Слои объединения (pooling layers) осуществляют уменьшение пространства карт признаков после их извлечения в свёрточных слоях при сохранении наиболее существенной информации. Полносвязные слои обеспечивают преобразование полученных карт признаков в вектор признаков по каждой области интереса (RoI – Region of Interest), формируемой путём сегментации входного изображения. Сформированный вектор признаков – это предсказанный нейросетью образ объекта, подлежащего обнаружению. Принятие решения об обнаружении осуществляется с использованием последнего полносвязного слоя, содержащего эталонные векторы признаков на весь перечень объектов, подлежащих обнаружению, сформированные в процессе обучения нейросети (применительно к рассматриваемой задаче – два объекта: тень движущегося объекта и мешающие объекты и фон). Для принятия решения об обнаружении (или отказе от обнаружения) решается задача классификации – отнесение предсказанного объекта к одному из эталонных объектов с использованием хорошо известного алгоритма опорных векторов SVM (Support Vector Machine) (Алгоритм машины опорных векторов (SVM)), реализуемый путём специальной обработки векторов признаков по каждой области интереса, поступающих с выхода нейросети.

**ОБНАРУЖЕНИЕ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ ПРИ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ВИДЕОСЪЁМКЕ.  
 ЧАСТЬ 2. ОБНАРУЖЕНИЯ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ ПО ИХ ТЕНИ ПРИ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ  
 ВИДЕОСЪЁМКЕ**



**рисунок 4.** Архитектура нейросети типа Fast R-CNN

В настоящее время известны различные версии свёрточных сетей типа CNN, такие как AlexNet, ZFNet, GoogleNet, VGGNet, ResNet и др. Формат статьи не позволяет продолжать углублённое рассмотрение нейросетей типа CNN. Однако это можно восполнить, ознакомившись, например, с работой (CS231n: Свёрточные нейронные сети для распознавания образов).

Свёрточные нейросети типа CNN составляют основу не только нейросети R-CNN, но и других членов этого семейства. Поэтому ей уделено достаточное пристальное внимание. В то же время непосредственно сеть R-CNN, характеризующаяся неприемлемым быстродействием и потреблением компьютерной памяти, потеряла свою актуальность и не применяется на практике.

Следующей в рассматриваемом семействе была разработана «быстрая» нейросеть типа Fast R-CNN, архитектура которой схематично показана на рисунке 4.

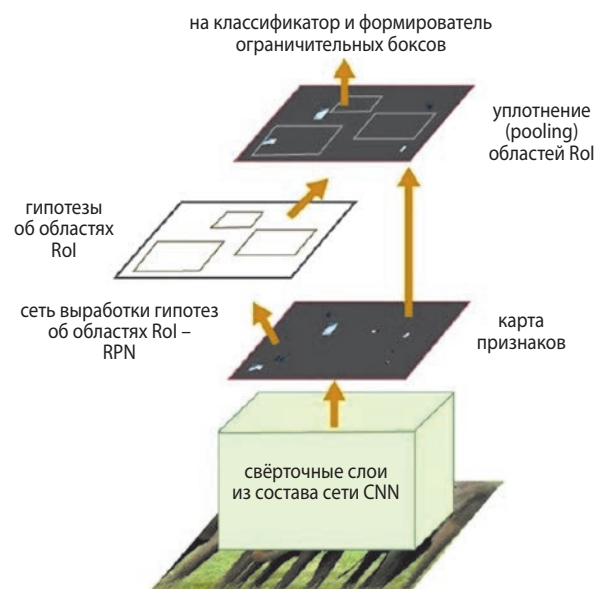
Разработка сети Fast R-CNN преследовала цель повысить скорость обучения сети и уменьшить компьютерную память, привлекаемую для хранения карт признаков. В отличие от сети R-CNN в «быстрой» версии свёрточная сеть типа CNN извлекает признаки объекта непосредственно из полного несегментированного входного изображения и формирует карту признаков. Карта признаков поступает в модуль выработки гипотез (region proposals) о возможных областях (RoI – Region of Interest) местонахождения объекта на изображении, а также в слой объединения (pooling). Под управлением карты признаков модуль выработки гипотез о RoI осуществляет вырезку для дальнейшей обработки только тех фрагментов входного изображения, которые соответствуют положению карт признаков на выходе свёрточных слоёв. Дальнейшее уплотнение областей RoI и карт признаков, формирование вектора признаков и процедура классификации осуществляется в соответствии с изложенным выше порядком.

Нейросеть Fast R-CNN значительно улучшила характеристики предшествующей версии. Однако использование в модуле выработки гипотез о RoI

алгоритма сегментации, как и в предыдущей версии, не позволило получить приемлемое для решения практических задач быстродействие.

Практическое применение получила нейросеть типа Faster R-CNN, архитектура которой схематично показана на рисунке 5. Главное отличие этой нейросети от предшествующих версий состоит в том, что для выработки гипотез об областях интереса RoI используется обученная нейросеть RPN (Region Proposal Network), за счёт чего достигается ускорение решения рассматриваемой задачи. Как следует из рисунка 6, такую сеть можно представить условной формулой: Faster R-CNN=RPN+Fast R-CNN. Отметим, что при этом обучение сетей RPN и Fast R-CNN происходит одновременно.

Нейросеть Faster R-CNN фактически состоит из двух модулей: модуль для локализации объектов на изображении и модуль их обнаружения (классификации). Первый модуль извлекает из входного изображения характерные признаки объектов и вырабатывает гипотезы об областях изображения с наиболее вероятным их нахождением. Этот модуль



**рисунок 5.** Архитектура нейросети Faster R-CNN

представлен нейросетью RPN. Каждая из этих областей вместе с сформированной картой признаков подвергается дальнейшей обработке в модуле 2, реализующем алгоритм обнаружения (классификации). Поскольку функционирование модуля 2 достаточно полно рассмотрено ранее, то далее рассмотрим функционирование нейросети RPN, которое начинается с формирования карты признаков по изображению любого размера. Наряду с этим нейросеть RPN генерирует так называемые «якоря» – прямоугольники (боксы), которые в виде скользящего окна сканируют карту признаков для локализации поиска объектов. С этой целью карта признаков покрывается регулярной сеткой, в каждую ячейку которой помещаются несколько «якорей» разных размеров с центрами, совмещёнными с центрами ячеек. Количество «якорей» и их размеры определяются с учётом параметров объектов, подлежащих обучению, на стадии обучения нейросети. «Якоря» вырезают соответствующие части карты признаков, которые затем поступают ещё в одну небольшую бинарную сеть, получившую название «головки» сети RPN (RPN head) и предназначенную для реализации операции классификации путём присвоения каждому «якорю» специальной оценки (objectness score) в качестве меры доверия к тому, что «якорь» содержит объект. Эта оценка сопоставляется с пороговым значением, превышение которого означает, что данный «якорь» может быть использован в качестве гипотезы о местонахождении области интереса в модуле 2 сети Faster R-CNN.

Более детально с нейросетью Faster R-CNN и её составной частью RPN можно ознакомиться в работе (Faster R-CNN). Отметим также, что известная отечественная фирма «Ракурс» располагает программным комплексом PHOTOMOD Radar, содержащим нейросеть Faster R-CNN (Савченко Б.С., 2022). В программном комплексе PHOTOMOD Radar реализованы программные модули и инструменты для поддержки данных, формирования обучающей выборки нейросети, обучения сети и обнаружения объектов с использованием обученной модели. Для обучения и тестирования нейросети использовались радиолокационные снимки с КА PCA TerraSAR-X и Gaofen-3.

## 2. Применение нейросети Dual Faster R-CNN для обнаружения движущихся объектов по их радиолокационной тени

Известные способы обнаружения движущихся объектов по их тени на базе нейросетей достигли достаточно высокого уровня развития. Однако для решения реальных практических задач они все ещё находят ограниченное применение. Это обусловлено, с одной стороны, нетривиальным характером их обучения и практической сложностью

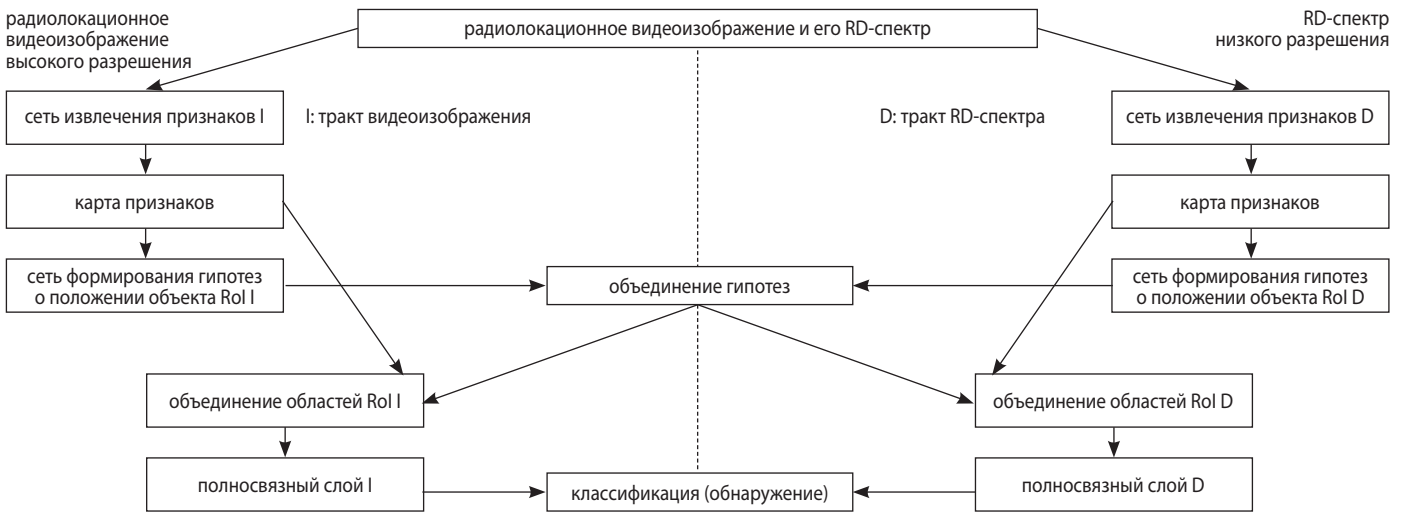
формирования представительских выборок эталонных радиолокационных изображений, а с другой стороны, ограниченными возможностями по извлечению характерных признаков объектов по космическим радиолокационным видеоизображениям. Это относится и к нейросети типа Faster R-CNN. Такая сеть характеризуется низкой частотой ложных обнаружений и пропусков, но при условии наличия достаточно большого объёма обучающих данных. При этом необходимым условием также является требование, чтобы обучающие и тренировочные данные были получены по одному и тому же объектовому полю. В случае, если производится съёмка района с неизвестной обстановкой, неучтённой в обучающих данных, то достоверность обнаружения такой нейросетью серьёзно деградирует из-за неприемлемого роста ложных тревог.

Для устранения указанных ограничений в работе (Video SAR moving target detection using Dual Faster R-CNN) предложен гибридный способ обнаружения движущихся объектов по их тени при космической радиолокационной видеосъёмке, сочетающий возможности как нейросети, так и классического подхода на базе использования доплеровского эффекта. Для его реализации предложена гибридная нейросеть Dual Faster R-CNN на базе нейросети Faster R-CNN, архитектура которой схематично показана на рисунке 6.

На вход нейросети Dual Faster R-CNN одновременно поступают радиолокационный сигнал и формируемый из него RD-спектр (или RD-карта). RD-спектр формируется путём полярного форматирования (polar formatting algorithm – PFA) фрагмента исходного сигнала, прошедшего аналого-цифровое преобразование и последующего двумерного быстрого преобразования Фурье. Как следует из рисунка 6, в нейросети Dual Faster R-CNN предусматриваются два независимых тракта выработки гипотез относительно положения объекта с использованием нейросети типа RPN как по радиолокационному изображению, так и по RD-спектру. Кроме того, разработан и используется специальный метод сдвига гипотез из одного тракта в другой. В результате формируются спаренные гипотезы, которые направляют нейросеть на обнаружение движущегося объекта в окрестности одной и той же дальности на изображении и RD-спектре. Решение о корректном обнаружении движущегося объекта принимается при её одновременном обнаружении в обоих трактах.

Замысел предварительной обработки радиолокационных сигналов перед загрузкой в нейросеть иллюстрируется рисунком 7. Радиолокационное видеоизображение (рисунок 7а) формируется в форме матрицы из R-импульсов по N-дискретных отсчётов,

## ОБНАРУЖЕНИЕ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ ПРИ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ВИДЕОСЪЁМКЕ. ЧАСТЬ 2. ОБНАРУЖЕНИЯ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ ПО ИХ ТЕНИ ПРИ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ВИДЕОСЪЁМКЕ



**рисунок 6.** Архитектура нейросети Dual Faster R-CNN

соответствующих различным значениям наклонной дальности как совокупность связанных кадров из  $M \ll P$  импульсов, формируемых движущимся окном с шагом  $S < M$ . Пусть  $W < M$  импульсов используется для формирования RD-спектра (рисунок 7б), отображение которого получило название RD-карты.

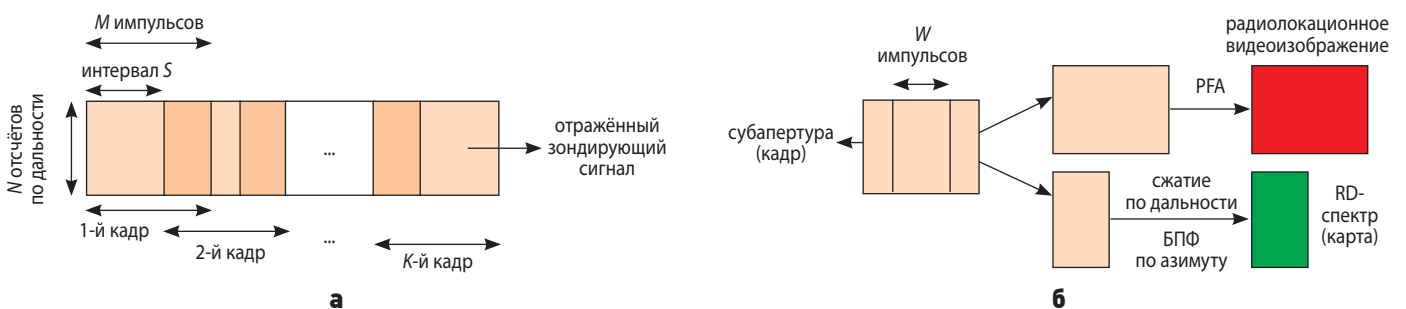
Движущийся объект будет проявляться в каждом кадре видеоизображения в виде тени, а на RD-карте – в виде всплеска доплеровской энергии в координатах наклонная дальность ( $R$  – range) – доплеровский сдвиг частоты ( $D$  – Doppler shift). Очевидно, что тень движущегося объекта и его отметка на RD-карте будут иметь одинаковые координаты по дальности, что и используется в рассматриваемой нейросети для повышения достоверности обнаружения.

Идея обнаружения движущихся объектов путём совместного использования их радиолокационных теней и RD-спектра иллюстрируется рисунком 8 применительно к низкоскоростному (слева) и высокоскоростному (справа) объектам.

В случае низкоскоростного объекта контраст между тенью и фоном достаточно сильный и тень имеет отчётливые границы. В этом случае выработанная RPN гипотеза о нахождении объекта в области А будет сопровождаться высокой оценкой доверия и будет

использована для обнаружения объекта по тени. В то же время отметка от низкоскоростного объекта на RD-карте может находиться в так называемой эндо-области и маскироваться фоновой помехой. Отметим, что в рамках рассматриваемой идеи специальные методы подавления фоновой помехи типа DPCA, ATI, STAP не используются. Для обнаружения отметки используется сдвиг гипотезы А на RD-карту путём соответствующего пересчёта значения азимута и дальности с учётом их дискретного характера. На рисунке 8 слева результат этой операции отображается красными пунктирными линиями, ограничивающими прогнозируемое положение отклика объекта на RD-карте. С использованием специального алгоритма гипотеза А перемещается в ограниченную область RD-карты и осуществляется поиск объекта по его доплеровской отметке. В случае её обнаружения принимается решение о достоверном обнаружении движущегося объекта. Метод и алгоритм сдвига гипотез из одного тракта в другой для выработки спаренных гипотез нейросетью Dual Faster R-CNN детально рассматривается в работе (*Video SAR moving target detection using Dual Faster R-CNN*).

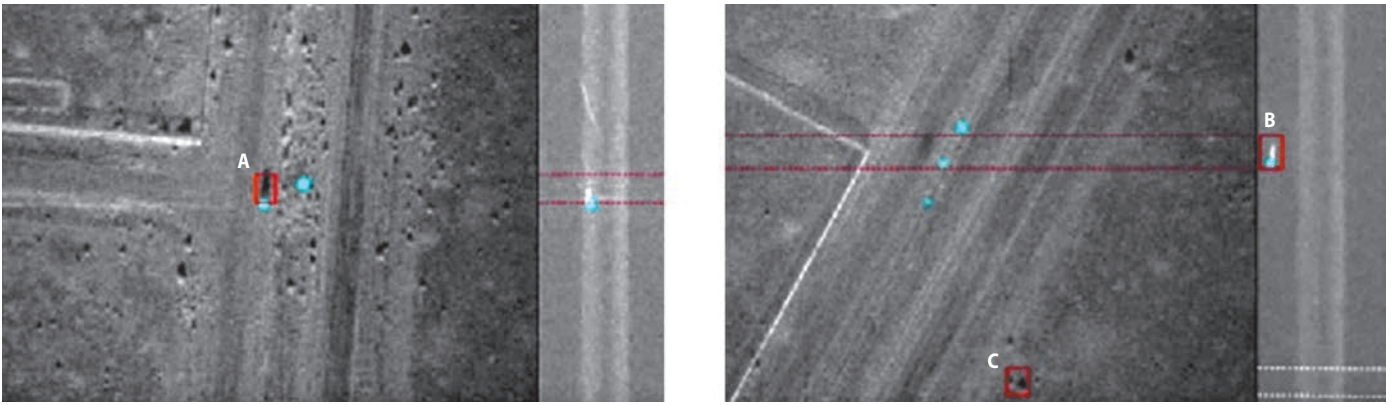
В случае высокоскоростного объекта (рисунок 8 справа) его отметка на RD-карте находится в так



(а) формирование видеокadres с перекрытием;

(б) формирование радиолокационного изображения и RD-спектра из единого кадра.

**рисунок 7.** Замысел формирования входных данных для нейросети Dual Faster R-CNN



**рисунок 8.** Совместное обнаружение движущегося объекта (слева – низкоскоростного, справа – высокоскоростного) по его тени (гипотеза A) и отметке на RD-карте (гипотеза D)

называемой экзообласти, где обеспечивается её надёжное обнаружение на фоне обычного шума одним из известных способов. В то же время обнаружение по тени затруднено из-за размытости её очертаний. На рисунке 8 справа гипотеза B, выработанная в тракте RD-спектра, достоверно соответствует положению объекта. При этом пересчётом по азимуту и дальности может быть определена ограниченная область на радиолокационном изображении, где может находиться тень от объекта (на рисунке 8 справа обозначена красными пунктирными линиями). Такой подход помогает обнаружить размытую тень, направляя нейросеть на поиск тени в ограниченной области. Это понижает возможность пропуска объекта, что имело бы место при обнаружении объекта только по тени. Предположим также, что гипотеза C ложная тревога. Однако с высокой вероятностью она могла быть классифицирована как тень движущегося объекта, но при этом будет отсутствовать отметка в RD-спектре в области, ограниченной белой пунктирной линией на рисунке 8 справа. Таким образом ложная тревога будет подавлена (устранена).

Совместное использование в нейросети Dual Faster R-CNN характерных признаков движущихся объектов, проявляющихся в виде тени на радиолокационных видеоизображениях и в виде доплеровской отметки на RD-карте, позволило существенно повысить достоверность их обнаружения за счёт снижения частоты пропуска объектов и ложных тревог и обеспечить превосходство такой нейросети над другими известными нейросетями.

### 3. Применение нейросети ShadowDeNet для обнаружения движущихся объектов по их радиолокационной тени

На базе сети Faster R-CNN разработана ещё одна нейросеть для обнаружения движущихся объектов по их тени с улучшенными характеристиками, по-

лучившая название ShadowDeNet (*ShadowDeNet: a moving target shadow detection network for video SAR*). Архитектура такой сети показана схематично на рисунке 9.

Для повышения возможностей по обнаружению движущихся объектов в состав этой сети включены пять новых модулей:

- модуль – эквалайзер гистограммы тени HESE (histogram equalization shadow enhanced);
- модуль – трансформер самонастраиваемый TSAM (transformer self-attention mechanism);
- модуль адаптивного обучения по выборке деформированных теней SDAL (shape deformation adaptive learning);
- модуль адаптивного семантического обучения «якорей» SGAAL (semantic-guided anchor adaptive learning);
- модуль извлечения негативных выборок ОНЕМ (on-line hard example mining).

Модуль HESE используется для предварительной обработки с целью улучшения заметности тени для последующего извлечения характерных признаков и определяется по формуле:

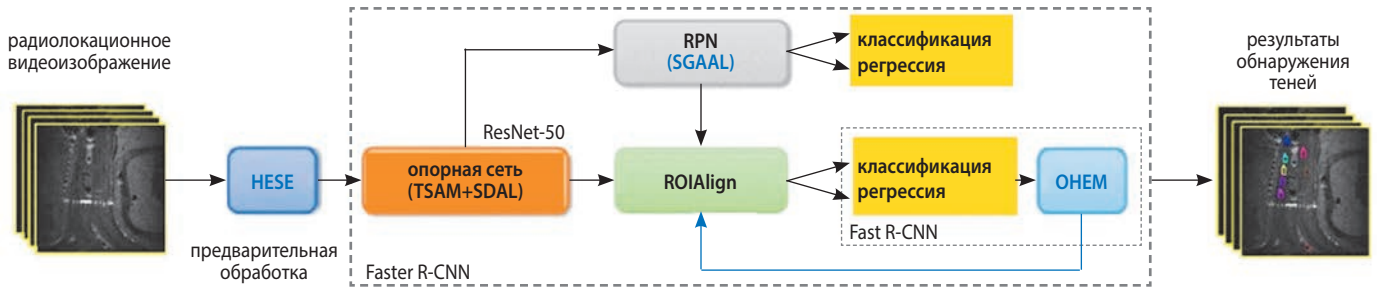
$$\text{HESE}(i) = \frac{1}{n} \sum_{i=0}^k n_i, \quad k=0 \dots 255,$$

где  $n$  – общее количество пикселей в изображении;  $n_i$  – количество пикселей со значением  $i$  градации серого.

Распределение градаций серого после обработки в модуле HESE преобразуется так, что изображение приобретает больший динамический диапазон серого и повышенную контрастность, как это показано на рисунке 10, где даже невооружённым глазом можно увидеть тень, невидимую до такого преобразования.

Модуль TSAM предназначен для фокусирования внимания на области наибольшего интереса на изображении и подавления фоновых помех. Модуль TSAM встроен в опорную сеть для улучшения извлечения репрезентативных признаков и реализуется

**ОБНАРУЖЕНИЕ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ ПРИ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ВИДЕОСЪЁМКЕ. ЧАСТЬ 2. ОБНАРУЖЕНИЯ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ ПО ИХ ТЕНИ ПРИ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ВИДЕОСЪЁМКЕ**



**рисунок 9.** Архитектура нейросети типа ShadowDeNet

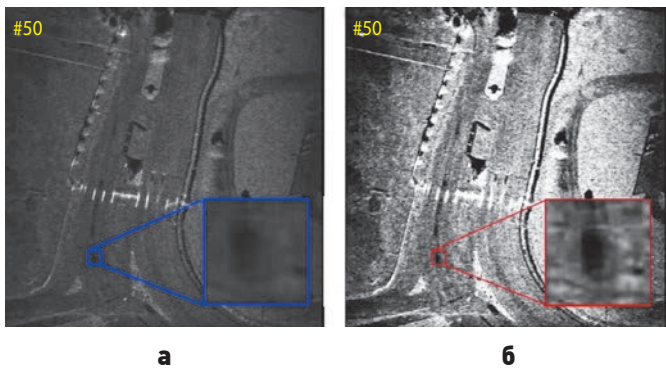
на практике формированием ядра, свёртка с которым приводит к подавлению нежелательных элементов фона.

Модуль SDAL предназначен для генерации ядер, адаптивно подстраиваемых под форму тени, деформируемую при изменении параметров движения объекта. Как уже отмечалось, контраст между тенью и фоном, форма тени и градиент интенсивности тени в направлении движения полностью определяются скоростью движения: чем меньше скорость, тем больше протяжённость тени и отчётливее её контур, и, наоборот, чем больше скорость, тем больше размытость тени и меньше её протяжённость. Очевидно, что форма тени деформируется от кадра к кадру по мере изменения скорости объекта, как это видно на рисунке 11. Поэтому представляется целесообразным предусмотреть способность нейросети адаптироваться к этому явлению. Однако в классических нейросетях для извлечения признаков используются

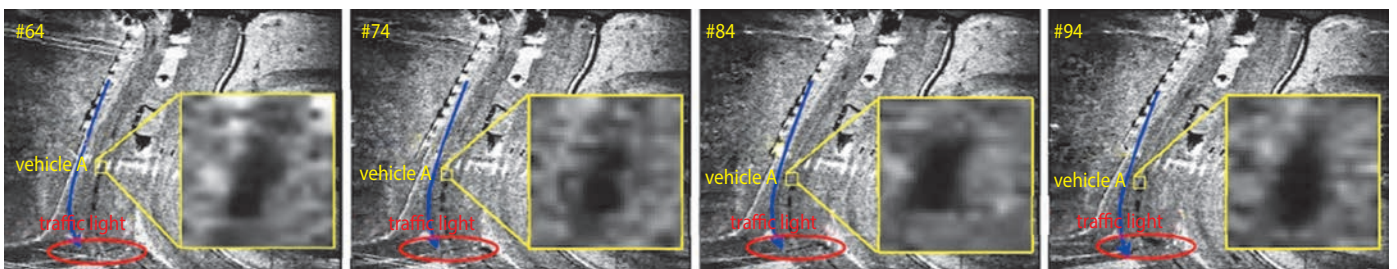
фиксированные ядра для свёртки. В рамках рассматриваемого подхода модуль SDAL генерирует ядра, адаптивно подстраиваемых под тень с учётом их деформации по мере изменения скорости объекта. Это достигается за счёт использования адаптивных схем свёртки.

Модуль SGAAL предназначен для генерирования «якорей» в сети RPN, адаптивно согласуемых с положением и формой тени. В продвинутых нейросетях, как отмечалось выше, для обнаружения движущихся объектов по их тени используются так называемые «якоря». Однако в существующих нейросетях генерируются «якоря» с фиксированными параметрами. Кроме того, в них «якоря» распределяются по изображению плотно и равномерно на карте признаков, как показано на рисунке 12а. Вместе с тем, реально тени движущихся объектов размещаются случайным образом и неравномерно. Поэтому использование «якорей» в традиционном варианте приводит к частым ложным обнаружениям. В рамках рассматриваемой сети предложен способ обучения сети RPN генерировать адаптивные по расположению и форме «якоря», наиболее полно учитывающие реальное положение и форму тени объекта, как это показано на рисунке 12б.

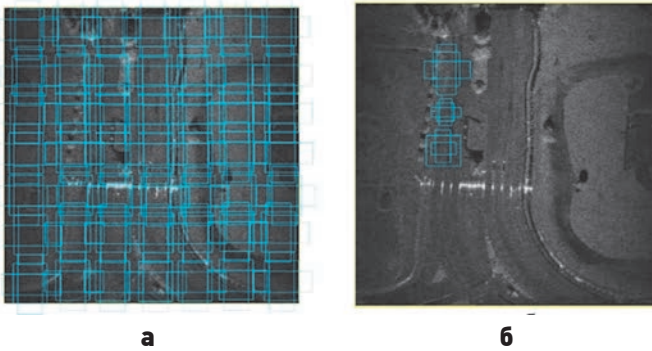
Модуль ОНЕМ предназначен для отбора типовых сложных негативных выборок, используемых для обучения сети. Для этого предусмотрено накопление типовых и наиболее «опасных» изображений с участками, похожими на тень движущихся объектов, и обучение на них сети Fast R-CNN, входящей в состав сети ShadowDeNet, для их подавления с использованием модуля RoIAlign.



**рисунок 10.** Изображение до обработки (а) и после обработки (б) в модуле HESE



**рисунок 11.** Деформация тени при изменении скорости движения объекта



**рисунок 12.** Вид «якорей» (обозначены синими прямоугольниками), генерируемых в традиционных сетях (а) и в сети ShadowDeNet (б)

В заключение отметим, что применение специальных модулей HESE, TSAM, SDAL, SGAAL и OHEM в нейросети ShadowDeNet обеспечивает улучшение её показателей по отношению к лучшим известным нейросетям, включая Faster R-CNN, на более чем 10%. Это обеспечивает высококачественное предварительное обнаружение движущихся объектов для последующего гарантированного их сопровождения.

## заключение

В современных условиях обнаружение движущихся объектов и последующее непрерывное слежение за ними – решающее условие применимости КА РСА для решения практических задач. Попытки создания и применения космических систем радиолокационного наблюдения в этих целях продолжают уже не одно десятилетие. Сдерживающими факторами на этом пути были сложность и рискованный характер решаемых научно-технических проблем и, как следствие, неприемлемые сроки и стоимость реализации первоначальных проектов.

В настоящее время возможность обнаружения движущихся объектов прорабатывается в рамках таких проектов, как Radarsat 2, Cosmo-SkyMed NG, TerraSAR-X, Gaofen 3. Эти проекты базируются на использовании многоканальных АФАР со смещёнными фазовыми центрами и на использовании специальных технологий построения приёмных трактов и обработки сигналов, реализующих методы DPCA, АТИ, СТАР и их различные комбинации. Результаты проведённых на базе КА РСА в рамках отмеченных проектов положительные и служат ориентиром для создания КА РСА для обнаружения движущихся объектов в рамках и других перспективных проектов.

С реализацией в рамках проекта IceYe космической радиолокационной видеосъёмки появилась возможность обнаружения движущихся объектов с использованием одноканальных антенных систем как АФАР, например, в КА РСА IceYe, так и гибридных зеркальных антенных систем, применяемых, например,

в КА РСА Umbra. Для решения задачи автоматического обнаружения движущихся объектов в масштабе времени, близком к реальному, ведётся разработка специальных методов обработки радиолокационной информации, наиболее продвинутые из которых рассматриваются в настоящей статье.

## список литературы

*Алгоритм машины опорных векторов (SVM)* // URL: [www.greeksforgeeks.org](http://www.greeksforgeeks.org) (дата обращения: 05.09.2024).

*Клименко Н.Н., Занин К.А.* Методы и алгоритмы обработки радиолокационной информации в режиме обнаружения движущихся объектов. Часть 1. Базовые методы и алгоритмы обработки и анализа радиолокационной информации в режиме индикации движущихся объектов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2025. № 2. С. 20-25. DOI: 10.26162/LS.2025.58.94.003.

*Клименко Н.Н., Занин К.А.* Обнаружение движущихся объектов при космической радиолокационной видеосъёмке. Часть 1. Способы и условия космической радиолокационной видеосъёмки движущихся объектов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2025. № 4. С. 3-12. DOI: 10.26162/LS.2025.70.4.001.

*Савченко Б.С. и др.* Решение задач обнаружения и идентификации объектов на радиолокационных изображениях нейросетевым способом // Геопрофи. 2022. № 4. С. 13-17.

*Change detection using synthetic aperture radar videos* // URL: [depai.org](http://depai.org) (дата обращения: 05.09.2024).

*CS231n: Сверточные нейронные сети для распознавания образов* // URL: [habr.com](http://habr.com) (дата обращения: 05.09.2024).

*Faster R-CNN* // URL: <https://neuralception.com/objectdetection-fastercnn/> (дата обращения: 05.09.2024).

*H-YOLO: A single shot ship detection approach based on region of interest preselected network* // URL: [www.mdpi.com](http://www.mdpi.com) (дата обращения: 05.09.2024).

*Multifeature joint detection of moving target in video SAR* // URL: [ieeexplore.org](http://ieeexplore.org) (дата обращения: 05.09.2024).

*One – stage object detection* // URL: [machinethink.net](http://machinethink.net) (дата обращения: 05.09.2024).

*ShadowDeNet: a moving target shadow detection network for video SAR* // URL: [www.mdpi.com](http://www.mdpi.com) (дата обращения: 05.09.2024).

*Video SAR moving target detection using Dual Faster R-CNN* // URL: [researchgate.net](http://researchgate.net) (дата обращения: 05.09.2024).

*YOLO-based simultaneous target detection and classification in automotive FMCW radar systems* // URL: [www.mdpi.com](http://www.mdpi.com) (дата обращения: 05.09.2024).

*Статья поступила в редакцию 02.10.2024*

*Статья после доработки 06.11.2024*

*Статья принята к публикации 06.11.2024*

## АДАПТИВНОЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЕ КИНЕТИЧЕСКОГО МОМЕНТА В СИСТЕМЕ ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

## ADAPTIVE ALLOCATION OF ANGULAR MOMENTUM IN THE REACTION WHEEL SYSTEM OF A SPACECRAFT



**П.Е. Розин**<sup>1</sup>,  
кандидат  
технических наук,  
rozinpe@laspace.ru;  
**P.E. Rozin**



**Э.А. Литвинчук**<sup>1</sup>,  
borisovaea@laspace.ru;  
**E.A. Litvinchuk**



**Е.С. Гордиенко**<sup>1</sup>,  
кандидат  
технических наук,  
gordienkoes@laspace.ru;  
**E.S. Gordienko**

*В статье предлагается комплексный способ управления ориентацией КА с избыточной системой из четырёх двигателей-маховиков, объединяющий оптимизированную программу пространственного разворота, синтез ПИД-регулятора на основе линейно-квадратичного подхода и инновационный алгоритм распределения управляющих сигналов с адаптивной весовой матрицей и перераспределением момента через нуль-пространство установочной матрицы.*

*Ключевые слова: космический аппарат; система ориентации; двигатели-маховики; перераспределение кинетического момента.*

DOI: 10.26162/LS.2026.71.1.002

### ВВЕДЕНИЕ

Современные космические аппараты (КА) часто оснащаются избыточными системами двигателей-маховиков (ДМ) для повышения надёжности и расширения функциональных возможностей системы управления ориентацией. Однако классические методы распределения управляющих сигналов, основанные на использовании псевдообратной матрицы

*This paper proposes a comprehensive attitude control method for a spacecraft equipped with a redundant system of four reaction wheels. The approach integrates an optimized three-axis reorientation maneuver program, PID controller synthesis based on a linear-quadratic regulator design, and an innovative control allocation algorithm featuring an adaptive weighting matrix and angular momentum redistribution through the null space of the wheel configuration matrix.*

*Keywords: spacecraft; attitude control system; reaction wheels; kinetic momentum redistribution.*

по Муру – Пенроузу, имеют существенные недостатки: они минимизируют норму вектора управления без учёта текущей загрузки маховиков, что приводит к неравномерному расходованию их динамических возможностей и преждевременному насыщению отдельных ДМ при выполнении продолжительных или энергоёмких манёвров.

<sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

Актуальность разработки интеллектуальных алгоритмов перераспределения кинетического момента обусловлена необходимостью повышения эффективности использования ресурса системы ДМ, минимизации вероятности насыщения маховиков в ходе выполнения программных разворотов и обеспечения устойчивой работы системы управления в условиях избыточности. Существующие подходы к решению данной задачи либо игнорируют информацию о текущем состоянии кинетического момента маховиков, либо требуют значительных вычислительных ресурсов, что затрудняет их реализацию в бортовых вычислительных комплексах с ограниченной производительностью.

## 1. Схема установки двигателей-маховиков на борту космического аппарата

Схема установки кластера из четырёх ДМ подчинена следующим правилам: ДМ образуют несимметричную пирамиду, характеризуемую двумя углами  $\alpha$  и  $\beta$ ; основание пирамиды лежит в плоскости  $XOZ$ , связанной с КА системой координат (Игнатов А.И., 2022).

Обозначим  $\mathbf{n}_{1:4}$  орты направления осей кинетических моментов ДМ в осях связанной с аппаратом системы координат (ССК):

$$\begin{aligned}\mathbf{n}_1 &= [\sin(\alpha) \cdot \sin(\beta) \cos(\alpha) - \sin(\alpha) \cdot \cos(\beta)]^T; \\ \mathbf{n}_2 &= [-\sin(\alpha) \cdot \sin(\beta) \cos(\alpha) - \sin(\alpha) \cdot \cos(\beta)]^T; \\ \mathbf{n}_3 &= [\sin(\alpha) \cdot \sin(\beta) \cos(\alpha) - \sin(\alpha) \cdot \cos(\beta)]^T; \\ \mathbf{n}_4 &= [-\sin(\alpha) \cdot \sin(\beta) \cos(\alpha) \sin(\alpha) \cdot \cos(\beta)]^T.\end{aligned}$$

Установочная матрица  $B$  системы ДМ будет состоять из ортов  $\mathbf{n}_{1:4}$ :

$$B = \{\mathbf{n}_1; \mathbf{n}_2; \mathbf{n}_3; \mathbf{n}_4\}.$$

Углы установки будем определять из требования обеспечения равной располагаемой угловой скорости во всех трёх каналах управления. Тогда справедливо:

$$\begin{aligned}H_x &= 4 \sin \alpha \sin \beta, \quad H_y = 4 \cos \alpha, \quad H_z = 4 \sin \alpha \cos \beta, \\ H_x/H_z &= J_x/J_z = \operatorname{tg}(\beta), \quad \beta = \operatorname{arctg}(J_x/J_z), \\ H_z/H_y &= J_z/J_y = \cos(\beta) \cdot \operatorname{tg}(\alpha), \quad \alpha = \operatorname{arctg}(J_z/(J_y \cdot \cos(\beta))).\end{aligned}$$

## 2. Формирование программы ориентации

Пусть на момент начала разворота известна текущая ориентация, характеризуемая кватернионом  $\mathbf{q}(t_0)$  перехода от второй экваториальной СК эпохи J2000 к связанной с КА системой координат. Угловые скорости КА в начале разворота должны быть околонулевыми. Угловой скоростью орбитальной ориентации можно в данном случае пренебречь, поскольку

в ходе выполнения разворота СОС КА адаптируется за счёт поддержания программы разворота. В случае «существенно» ненулевых угловых скоростей вводится дополнительный участок остановки вращения КА длительностью около 20 секунд. Данный участок активируется только, если переход в режим трёхосной ориентации осуществляется из любого другого режима не трёхосной ориентации, а также при условии, что со звёздных датчиков приходили достоверные измерения.

При активации разворота единожды рассчитывается программа ориентации и далее каждый такт  $t_i$  (интервал активации программы управления на борту КА, например, 100 мс), согласно этой программе, осуществляется расчёт требуемого на этом такте кватерниона ориентации  $\mathbf{q}_{\text{тр}}(t_i)$  и вектора требуемой угловой скорости  $\boldsymbol{\omega}_{\text{тр}}$ .

В составе полётного задания на разворот КА должны задаваться следующие параметры:  $\mathbf{q}_{\text{тр},k}$  – требуемый кватернион ориентации КА в конце разворота;  $M_{\text{max}}$  – ограничение на величину максимального управляющего момента, развиваемого системой ДМ вокруг оси пространственного разворота;  $\omega_{\text{max}}$  – ограничение на угловую скорость разворота;  $J$  – тензор инерции КА (матрица  $3 \times 3$ ). Процедура расчёта программы ориентации можно представить в виде следующей последовательности операций.

В начальный момент времени, на нулевом такте от начала разворота  $t_0$ , определяется кватернион рассогласования  $d\mathbf{q}_0 = \tilde{\mathbf{q}} \otimes \mathbf{q}_{\text{тр},k}$ , где  $\tilde{\mathbf{q}}$  – сопряжённый к текущему (начальному) кватерниону ориентации, характеризующего переход от второй экваториальной СК эпохи J2000 к ССК.

Определяется орт оси разворота по кратчайшей дуге и угол разворота:  $\alpha = 2 \arccos(dq_0)$ ,  $\mathbf{e} = dq_{1:3}^0$ , где  $^0$  – оператор нормирования вектора;  $dq_{1:3}$  – вектор, составленный из векторной части кватерниона рассогласования.

Через скалярное произведение определяется момент инерции КА вокруг орта оси разворота:  $J_e = (\mathbf{e}, J\mathbf{e})$ , где  $J$  – тензор инерции КА.

Далее определяется максимальное допустимое ускорение, которое потребуется обеспечить кластером ДМ вокруг оси кратчайшего разворота: пусть  $B$  – матрица направляющих косинусов (размерности  $3 \times 4$ ), характеризующая проекции ортов направления кинетических моментов ДМ в осях КА, тогда:

$$\mathbf{z} = B \cdot \mathbf{e}, \quad a_{\text{max}} = \left( \sum_{i=1}^N M_{\text{max}} \cdot |z_i| \right) / J_e. \quad (1)$$

Из соотношений (1) определена величина располагаемого ускорения  $a_{\text{max}}$  вокруг вектора  $\mathbf{e}$ , а в составе полётного задания (которое приходит из наземного комплекса управления) задано ограничение на максимальную скорость разворота  $\omega_{\text{max}}$ .

Определяется время на «разгон» и угол, на который развернётся КА за это время:

$$t_{p1} = \omega_{\max} / a_{\max}, \quad \alpha_{p1} = 0.5 \cdot a_{\max} \cdot t_{p1}^2. \quad (2)$$

Если выполняется условие  $2\alpha_{p1} \geq \alpha$ , то в дальнейших расчётах полагается:

$$t_{p1} = \sqrt{\alpha / a_{\max}}, \quad \omega_{\max} = a_{\max} \cdot t_{p1}. \quad (3)$$

Однако требуется проверить, может ли КА обеспечить вычисленную из соотношений (2) и (3) скорость разворота с учётом текущей загрузки двигателей-маховиков. И если не сможет, осуществить вычисления допустимой  $\omega_{\max}$ . Вычислим приращение вектора кинетического момента КА за этап разгона:

$$\Delta \mathbf{H}_{КА} = \mathbf{J} \cdot (t_{p1} \cdot a_{\max} \cdot \mathbf{e}).$$

Двигатели-маховики должны обеспечить противоположное по знаку приращение  $\Delta \mathbf{H}_{КА}$ . Введём в рассмотрение псевдообратную по Муру – Пенроузу матрицу  $\mathbf{V}^+$ , тогда приращение кинетического момента системы ДМ будет иметь вид:

$$\Delta \mathbf{H}_{ДМ} = \mathbf{V}^+ (-\Delta \mathbf{H}_{КА}).$$

Проведём масштабирование вектора  $\Delta \mathbf{H}_{ДМ}$  величиной допустимого приращения вектора  $\mathbf{L}$ , которое может набрать система ДМ до загрузки одного из маховиков до 75% его возможностей, получив  $\Delta \mathbf{H}_{\text{lim}}$ .

Рассмотрим  $R = \{1 \mid |\Delta H_{ДМ,i}| < \xi\}$ , где  $\xi$  – малая величина.

Если  $R = \emptyset$ , то  $m_{\max} = 1$ , иначе  $m_{\max} = \min_{i \in R} \left( \frac{0.75 H_{\max}}{|\Delta H_{ДМ,i}|} \right)$ , тог-

да масштабированное управление:  $\Delta \mathbf{H}_{\text{lim}} = m_{\max} \cdot \Delta \mathbf{H}_{ДМ}$ . Пересчитаем обратно на оси КА вектор кинетического момента:

$$\Delta \mathbf{H}_{КА} = \mathbf{V} \cdot \Delta \mathbf{H}_{\text{lim}},$$

после чего вычислим вектор приращения угловой скорости разворота:

$$\Delta \boldsymbol{\omega}_{ка} = \mathbf{J}^{-1} \cdot \Delta \mathbf{H}_{КА}.$$

Из этого соотношения получим допустимое значение  $\omega_{\max} = |\Delta \boldsymbol{\omega}_{ка}|$  для уравнений (2) и (3), после чего потребуется полный пересчёт программы разворота КА.

Введём в рассмотрение два коэффициента  $k_{\text{rot}}$  и  $k_{\text{vel}}$ , смысл которых заключается в реализации плавного торможения к моменту окончания процесса разворота с целью минимизации перерегулирования переходного процесса выхода на точностную готовность КА. Определим соотношения для вычисления заключительного участка «торможения» в два этапа: вначале торможение до угловой скорости, соответствующей  $(1 - k_{\text{rot}}) \cdot \omega_{\max}$ , а затем окончательное обнуление оставшейся скорости с ускорением  $k_{\text{vel}} \cdot a_{\max}$ :

$$t_{p2} = (k_{\text{rot}} \cdot \omega_{\max}) / a_{\max}, \quad \alpha_{p2} = \omega_{\max} \cdot t_{p2} - 0.5 \cdot a_{\max} \cdot t_{p2}^2,$$

$$t_{p3} = ((1 - k_{\text{rot}}) \cdot \omega_{\max}) / (k_{\text{vel}} \cdot a_{\max}), \quad (4)$$

$$\alpha_{p3} = ((1 - k_{\text{rot}}) \cdot \omega_{\max}) \cdot t_{p3} - 0.5 \cdot k_{\text{vel}} \cdot a_{\max} \cdot t_{p3}^2.$$

Теперь определим, будет ли требуемый разворот осуществлён только за этапы «разгона» и «торможения» (такое наблюдается при разворотах на малые углы, когда КА не успевает набрать максимальную угловую скорость  $\omega_{\max}$ , заданную в ПЗ, до момента, когда пора переходить к участку «торможения»). Будем называть данный разворот «коротким». Условием такого «короткого» разворота является выполнение неравенства  $\alpha \leq \alpha_{p1} + \alpha_{p2} + \alpha_{p3}$ , полученного из соотношений (3) и (4).

Если данное условие выполняется, то существуют три участка разворота: «разгон», «торможение» и «торможение с пониженным ускорением», каждый длительностью  $t_{p1}$ ,  $t_{p2}$ ,  $t_{p3}$  соответственно. Если условие не выполняется, то после участка набора скорости длительностью  $t_{p1}$  вводится участок движения с нулевым ускорением (постоянной скоростью) длительностью  $t_{\text{пр}} = (\alpha - \alpha_{p1} - \alpha_{p2} - \alpha_{p3}) / \omega_{\max}$ .

Программа ориентации на каждом из участков формируется для каждого  $i$ -го такта работы длительностью  $t_i$  по следующим соотношениям:

$$v_i = v_{i-1} + \omega_{i-1}^{\text{TP}} \cdot T + 0.5 \cdot N \cdot a \cdot T^2, \quad (5)$$

$$\omega_i^{\text{TP}} = \omega_{i-1}^{\text{TP}} + N \cdot a \cdot T,$$

где  $T$  – величина такта в секундах;  $N=1$  для участка «разгона»;  $N=-1$  для обоих участков «торможения»;  $N=0$  только для участка движения с постоянной скоростью (если он существует);  $v_i$  – значение программного угла разворота на  $i$ -м такте,  $v_0=0$ ;  $\omega_i^{\text{TP}}$  – значение программной угловой скорости разворота на  $i$ -м такте,  $\omega_0^{\text{TP}}=0$ . При этом для всех участков, кроме заключительного (длительностью  $t_{p3}$ )  $a = a_{\max}$ , на заключительном участке  $a = k_{\text{vel}} \cdot a_{\max}$ .

Тогда требуемое (программное значение) кватерниона  $\mathbf{q}_{\text{пр},i}$  на  $i$ -м такте формируется с учётом выражения (5) из соотношения:

$$\boldsymbol{\Lambda}_i = [\cos(v_i), \mathbf{e} \cdot \sin(v_i)], \quad \mathbf{q}_{\text{пр},i} = \mathbf{q}_0 \circ \boldsymbol{\Lambda}_i.$$

Имея на текущем такте вычисленные значения  $\mathbf{q}_{\text{пр},i}$  и  $\boldsymbol{\omega}_i^{\text{TP}} = \mathbf{e} \cdot \omega_i^{\text{TP}}$ , будем использовать соотношения ПИД-регулятора для формирования управляющего сигнала (требуемой производной кинетического момента) в проекции на оси ССК КА из соотношения:

$$\mathbf{u}_{\text{ССК},i} = -(k_p \cdot \Delta \boldsymbol{\phi}_i + k_d \cdot (\boldsymbol{\omega}_i - \boldsymbol{\omega}_i^{\text{TP}}) + k_i \cdot \boldsymbol{\phi}_i), \quad (6)$$

$$\boldsymbol{\phi}_i = \boldsymbol{\phi}_{i-1} + \Delta \boldsymbol{\phi}_i \cdot T, \quad \Delta \boldsymbol{\phi}_i = -2\boldsymbol{\eta}_{i,1:3}, \quad \boldsymbol{\eta}_i = \tilde{\mathbf{q}}_i \circ \mathbf{q}_{\text{пр},i},$$

где  $\boldsymbol{\eta}_i$  – кватернион рассогласования текущей и требуемой программной ориентации на  $i$ -м такте;  $\boldsymbol{\eta}_{i,1:3}$  – векторная часть кватерниона рассогласования;  $k_p$ ,  $k_d$ ,  $k_i$  – диагональные матрицы коэффициентов

пропорциональности регулятора;  $\mathbf{u}_{\text{сск},i}$  – вектор управляющих сигналов на ДМ в проекции на оси КА на  $i$ -м такте;  $\Delta\varphi_i$  – вектор отклонения КА от требуемой ориентации  $i$ -м такте;  $\boldsymbol{\omega}_i$  – вектор угловой скорости вращения КА на  $i$ -м такте;  $\boldsymbol{\omega}_i^{\text{тп}}$  – вектор требуемой угловой скорости вращения КА на  $i$ -м такте.

### 3. Выбор коэффициентов регулятора

Начальное приближение коэффициентов пропорциональной и дифференциальной составляющих ПИД-регулятора, составляющих значения матриц  $k_p$ ,  $k_d$  и  $k_i$  в уравнении (6), будем осуществлять путём синтеза линейно-квадратичного регулятора (Балковой Н.Н., 2019) для дискретной линейной системы (для каждого канала управления), представленной линейными разностными уравнениями вида:

$$\mathbf{x}_{k+1} = A \cdot \mathbf{x}_k + B \cdot \mathbf{u}_k, \quad (7)$$

где  $k$  – номер такта;  $A$  – матрица системы;  $B$  – матрица управления. Тогда для  $x_k^T = [\varphi_k \ \dot{\varphi}_k]$  и момента инерции вокруг оси  $J$  имеем:

$$A = \begin{bmatrix} 1 & T \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0.5 \cdot J^{-1} \cdot T^2 \\ J^{-1} \cdot T \end{bmatrix}, \quad (8)$$

при этом минимизируемый целевой функционал имеет вид:

$$J = \sum_{k=0}^{\infty} (\mathbf{x}_k^T Q \mathbf{x}_k + \mathbf{u}_k^T R \mathbf{u}_k).$$

Тогда оптимальное управление определяется соотношением:

$$\mathbf{u}_k = -K \cdot \mathbf{x}_k,$$

где матрица оптимальных коэффициентов усиления  $K$  определяется как

$$K = (R + B^T P B)^{-1} B^T P A, \text{ где } P = A^T P A - A^T P B K + Q.$$

Решение дискретного уравнения Рикатти для  $P$  можно искать численно, методом итераций ввиду малой размерности системы:

$$P_{j+1} = A^T P_j A - A^T P_j B K_j + Q,$$

где  $K_j = (R + B^T P_j B)^{-1} B^T P_j A$ ;  $j$  – номер итерации.

Итерации продолжаются до тех пор, пока норма Фробениуса  $\|P_{j+1} - P_j\| < \zeta$ , где  $\zeta$  – малая величина.

При этом рекомендуется задать следующие значения для матрицы  $Q$  и постоянной  $R$ :

$$Q = \begin{bmatrix} \frac{1}{\delta\varphi^2} & 0 \\ 0 & \frac{1}{\delta\dot{\varphi}^2} \end{bmatrix}, R = \frac{1}{M_{\text{max}}^2}, \quad (9)$$

где  $\delta\varphi$  – требуемая погрешность ориентации в установившемся режиме;  $\delta\dot{\varphi}$  – требуемая погрешность

стабилизации в установившемся режиме;  $M_{\text{max}}$  – максимальный управляющий момент от системы ДМ в проекции на данную ось. Начальные условия матрицы на первом шаге  $P_0$  можно задать в виде  $P_0 = Q$ . После вычисления коэффициентов усиления системы  $K = [k_p, k_d]^T$  оценим устойчивость системы. Вначале определим матрицу замкнутой системы:  $A_c = A - B \cdot K$ . После чего вычислим

$$\begin{aligned} \text{tr} &= \text{trace}(A_c) = A_{c,0,0} + A_{c,1,1}, \\ \text{det} &= \text{det}(A_c) = A_{c,0,0} \cdot A_{c,1,1} - A_{c,0,1} \cdot A_{c,1,0} \end{aligned}$$

и определим собственные значения матрицы  $A_c$ :

$$\chi_{1,2} = 0.5 \left( \text{tr} \pm \sqrt{\text{tr}^2 - 4 \cdot \text{det}} \right).$$

Если выполняется условие  $\chi_1 > 1$  и  $\chi_2 > 1$ , то система устойчива.

Зачастую на борту КА управление формируется на основании измерений приборов, выраженных в радианах (для стабилизационных отклонений) и радианов в секунду (для угловой скорости). Система уравнений (7) при матрицах системы и управления (8) записана также в этих размерностях. При этом определение параметров регулятора с заданием матриц (9) для обеспечения высокой точности ориентации и стабилизации (например,  $10''$  для стабилизационных отклонений и  $0.001^\circ/\text{с}$  для угловой скорости) приводит к проблеме масштабирования матрицы  $P$  в дискретном уравнении Рикатти, что в конечном счёте приводит к проблеме обусловленности при его решении. Как следствие, предлагается переписать матрицу системы (8) следующим образом:

$$A = \begin{bmatrix} 1 & T \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0.5 \cdot J^{-1} \cdot T^2 \cdot \frac{180}{\pi} \cdot 3600 \\ J^{-1} \cdot T \cdot \frac{180}{\pi} \end{bmatrix}, \quad (10)$$

с соответствующим изменением размерности коэффициентов после их вычисления. В случае использования системы (10), сходимость решения уравнения Рикатти достигается примерно за 275 итераций ( $\zeta = 10^{-8}$ ), в то время как при решении с размерностью в радианах и радианах в секунду сходимость наблюдается лишь к 800-й ( $\zeta = 5 \cdot 10^{-7}$ ) итерации при использовании вычислений с плавающей точкой двойной точности.

### 4. Распределение управляющего сигнала между управляющими двигателями-маховиками

В результате расчёта управления, согласно соотношению ПИД-регулятора, будем иметь вектор управляющих сигналов в ССК КА  $\mathbf{u}_{\text{сск}}$ . Возникает задача распределения кинетического момента на систему из четырёх двигателей-маховиков таким образом, чтобы наиболее эффективно использовать их возможности.

Уравнение распределения управления имеет вид:

$$B \cdot \mathbf{u} = \mathbf{u}_{\text{цск}}, \quad (11)$$

где  $B$  – установочная матрица (направляющих косинусов) системы двигателей-маховиков;  $\mathbf{u}_{\text{цск}}$  – вектор управляющих сигналов в ССК;  $\mathbf{u}$  – вектор управляющих сигналов в проекции на оси двигателей-маховиков (в приборной системе координат).

Уравнение (7) имеет бесконечное множество решений. Классическим способом формирования управления на систему двигателей-маховиков является использование псевдообратной  $B^+$  по Муру – Пенроузу матрицы:

$$\mathbf{u} = B^+ \mathbf{u}_{\text{цск}}, \quad B^+ = B^T (B \cdot B^T)^{-1}. \quad (12)$$

Однако такой способ формирования имеет существенные недостатки, которые могут приводить к невозможности управления КА в определённых ситуациях, особенно при выполнении разворотов. Отметим, что это решение минимизирует функционал вида  $\mathbf{J} = \mathbf{u}^T \cdot \mathbf{u}$ , т.е. минимизирует норму вектора  $\mathbf{u}$ . На практике это означает, что управление, подаваемое на каждый ДМ системы, будет минимально для достижения нужного результата, но без учёта каких-либо ограничений.

Введём в рассмотрение весовую матрицу  $W$ , суть которой заключается в введении «штрафной» составляющей при распределении управляющего сигнала на маховики, близкие к насыщению. Чем ближе маховик к пределу, тем больше его «вес» и тем меньший вклад в итоговый вектор управляющего момента он должен создавать (*Jung D., Tsiotras P., 2004*). В этом случае минимизируемый функционал при условии уравнения (11) будет иметь вид:

$$\mathbf{J} = \mathbf{u}^T \cdot W \cdot \mathbf{u}. \quad (13)$$

Используем метод множителей Лагранжа (*Фухтенгольц Г.М., 2018*). Функция Лагранжа для выражения (13) примет вид:

$$\mathbf{L} = \mathbf{u}^T \cdot W \cdot \mathbf{u} + \boldsymbol{\lambda}^T \cdot (\mathbf{u}_{\text{цск}} - B \cdot \mathbf{u}), \quad (14)$$

где  $\boldsymbol{\lambda}$  – вектор множителей Лагранжа.

Вычисляем частные производные функции Лагранжа (14) и приравниваем их к нулю, откуда получаем:

$$\frac{\partial \mathbf{L}}{\partial \mathbf{u}} = 2W\mathbf{u} - B^T \cdot \boldsymbol{\lambda} = 0 \rightarrow \mathbf{u} = 0.5 W^{-1} B^T \cdot \boldsymbol{\lambda}, \quad (15)$$

$$\frac{\partial \mathbf{L}}{\partial \boldsymbol{\lambda}} = \mathbf{u}_{\text{цск}} - B \cdot \mathbf{u} = 0. \quad (16)$$

Подставим  $\mathbf{u}$  из уравнения (15) в уравнение (16) и выразим  $\boldsymbol{\lambda}$ :

$$\boldsymbol{\lambda} = 2 \cdot (B \cdot W^{-1} \cdot B^T)^{-1} \mathbf{u}_{\text{цск}}. \quad (17)$$

Подставляя  $\boldsymbol{\lambda}$  из уравнения (17) в уравнение (15) и вводя регуляризатор получаем:

$$\mathbf{u} = B_w^+ \cdot \mathbf{u}_{\text{цск}}, \quad B_w^+ = W^{-1} B^T (B W^{-1} B^T + \delta I)^{-1}, \quad (18)$$

где  $W = \text{diag}(w_1, w_2, w_3, w_4)$ ,  $\delta I = \text{diag}(10^{-6})$  – диагональная матрица регуляризирующих добавок соответствующей размерности для обеспечения лучшей обусловленности матрицы  $B W^{-1} B$ .

Теперь определим критерий, по которому будем выбирать значение весовых коэффициентов  $w_i$ ,  $i=1..4$  в матрице  $W$  соотношения (18). Рассмотрим комбинированный критерий, когда первое – необходимо обеспечить равномерную загрузку ДМ системы и второе – необходимо стараться держаться дальше от предельных скоростей вращения каждого ДМ системы.

Для выполнения первой части критерия будем минимизировать разброс относительных значений кинетических моментов двигателей-маховиков системы:  $r_i = |H_i / H_{\text{max}}|$ . В этом случае функция штрафа будет иметь вид:

$$f_1 = \sum_{i=1}^4 (r_i - r_{\text{mean}})^2.$$

Для выполнения второй части критерия, предотвращения насыщения одного из ДМ системы раньше других, функция штрафа будет представлена в виде:

$$f_2 = \sum_{i=1}^4 (r_i)^2.$$

Итоговая комбинированная функция штрафа:  $f = 1 + \alpha_1 f_1 + \alpha_2 f_2$ , где  $\alpha_1$  и  $\alpha_2$  – весовые коэффициенты. Тогда окончательно получим:

$$w_i = 1 + \alpha_1 \cdot (r_i - r_{\text{mean}})^2 + \alpha_2 \cdot (r_i)^2, \quad (19)$$

где  $r_{\text{mean}} = \frac{1}{4} \sum_{i=1}^4 r_i$ . В уравнении (19) первое слагаемое, равное единице, введено для обеспечения положительности весовых коэффициентов даже в случае назначения  $\alpha_1 = 0$  и  $\alpha_2 = 0$ .

Однако в том случае, когда управляющие моменты близки к нулю, а сам аппарат находится в режиме вращения с постоянной скоростью (например, при поддержании орбитальной ориентации), распределение кинетического момента в системе при таком подходе не будет происходить эффективно. Поэтому добавим к уже приведённому подходу ещё метод перераспределения момента через «нуль-пространство».

Метод заключается в перераспределении на «нуль-пространство» (*Schaub H., Junkins J.L., 2000*) составляющих вектора кинетического момента. Для этого используется линейный оператор, представляющий из себя матрицу-проектор:  $M_p = (I - B_w^+ \cdot B)$ . Суть этой матрицы заключается в том, что с её помощью можно проецировать на систему ДМ управляющие моменты так, чтобы они не влияли на результирующий

динамический момент системы. Перепишем соотношение (12) в виде

$$\mathbf{u} = B_w^+ \cdot \mathbf{u}_{\text{сск}} - \beta \cdot (I - B_w^+ B) \cdot \nabla H, \quad (20)$$

где  $\nabla H_i = -2H_i / (H_{\text{max}}^2 - H_i^2 + \epsilon)$  – компоненты антиградиента логарифмической функции штрафа (17) по кинетическому моменту системы:

$$f(H_i) = -\ln(H_{\text{max}}^2 - H_i^2 + \epsilon),$$

где  $\beta$  – весовой коэффициент (0.01 – 0.5);  $\epsilon$  – малая положительная константа.

Уравнение (20) является итоговым для формирования управляющего сигнала на двигатели-маховики системы. Однако при его использовании встаёт вопрос ограничения: коэффициенты ПИД-регулятора, как правило, таковы, что не предусматривают ограничение на  $\dot{H}_{\text{max}}$  маховиков системы. В этом случае требуется обеспечить масштабирование  $\mathbf{u}$ , алгоритм которого можно формализовать следующим образом (Розин П.Е., 2016):

$R = \{1 \mid |u_i| < \xi\}$ , где  $\xi$  – малая величина. Если  $R = \emptyset$ , то

$$m_{\text{max}} = 1, \text{ иначе } m_{\text{max}} = \min_{i \in R} \left( \frac{u_{\text{max}}}{|u_i|} \right), \text{ тогда масштабиро-}$$

ванное управление  $\mathbf{u}_m = m_{\text{max}} \cdot \mathbf{u}$ . При осуществлении разворотов, когда  $B_w^+ \mathbf{u}_{\text{сск}}$  может быть существенно большим, имеет смысл вначале масштабировать эту составляющую сигнала, затем добавлять к ней второе слагаемое для перераспределения момента и снова провести процедуру масштабирования.

### 5. Результаты моделирования

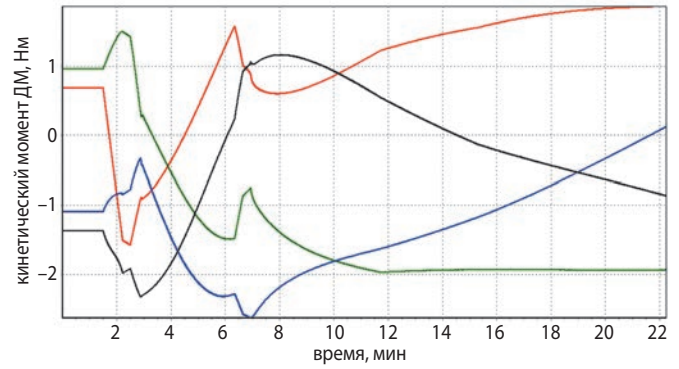
Рассмотрим пример. Начальные условия: для соотношения (19)  $\alpha_1=2, \alpha_2=5, \beta=0.025; k_p=\text{diag}(318, 576, 476), k_d=\text{diag}(936, 1715, 1408), k_i=\text{diag}(3, 3, 3);$

$$M_{\text{max}}=0.05 \text{ Нм}, H_{\text{max}}=5 \text{ Нмс}, J = \begin{bmatrix} 94 & -3 & -28 \\ -3 & 241 & -14 \\ -28 & -14 & 173 \end{bmatrix}$$

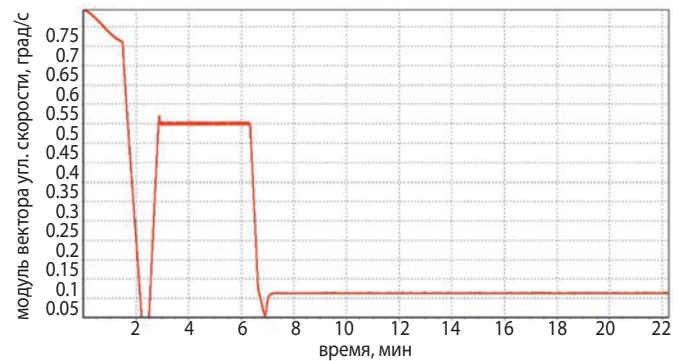
(Телепнев П.П., 2024). Углы установки для вычисления ортов  $\mathbf{n}_1 \dots \mathbf{n}_4$  из раздела 1 определяются по значениям  $J_x=94, J_y=241, J_z=173 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ .

В начальный момент времени аппарат имеет ненулевую угловую скорость  $|\omega|=0.8^\circ/\text{с}$ , после демпфирования которой средствами ДМ осуществляется разворот в орбитальную ориентацию с её последующим поддержанием. Рассматривается круговая ССО орбита высотой 500 км (Розин П.Е., Литвинчук Э.А., 2024). Кинетические моменты ДМ в начальный момент времени также полагаются ненулевыми.

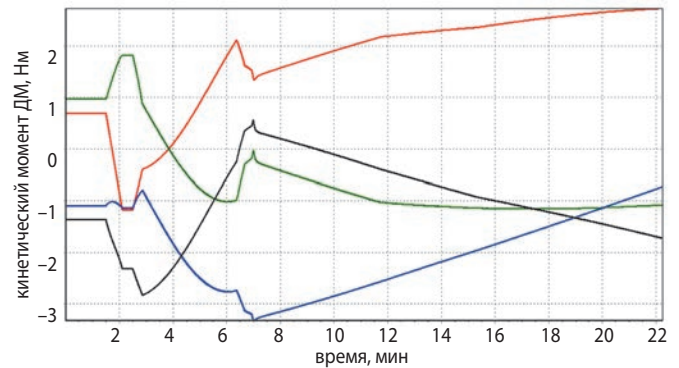
На рисунках 1 и 2 приведены результаты моделирования с предложенным алгоритмом. Результаты моделирования с классическим распределением через псевдообратную по Муру – Пенроузу установочную матрицу представлены на рисунках 3 и 4.



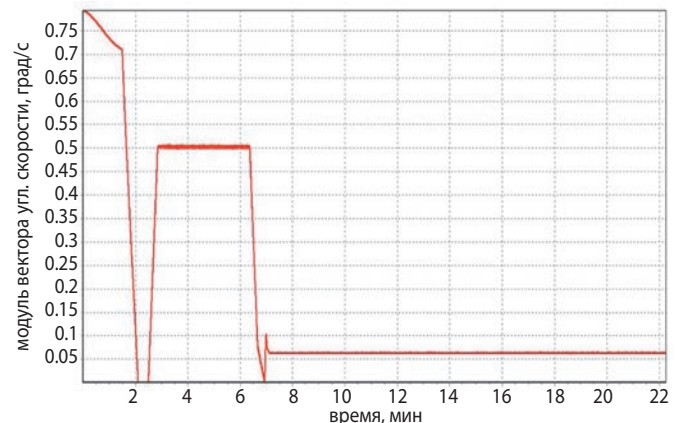
рисунки 1. Кинетические моменты ДМ системы



рисунки 2. Модуль вектора угловой скорости КА



рисунки 3. Кинетические моменты ДМ системы



рисунки 4. Модуль вектора угловой скорости КА

Как видно из результатов моделирования, предложенный алгоритм позволил обеспечить более равномерную загрузку ДМ системы – в установившемся режиме кинетический момент отдельно взятого маховика не превышал 2 Нмс, в то время как при работе через обычную псевдообратную матрицу на одном из маховиков было 2.5 Нмс. При этом в ходе разворота кинетический момент маховиков системы, управляемых с помощью предложенного алгоритма, не превышал 2.5 Нмс, в то время как при использовании обычной псевдообратной матрицы был около 3.1 Нмс.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье предложен и исследован комплексный способ управления ориентацией космического аппарата с избыточной системой из четырёх двигателей-маховиков, обеспечивающий эффективное перераспределение кинетического момента между исполнительными органами. Разработанный алгоритм включает три ключевых компонента: оптимизированную программу пространственного разворота с адаптацией параметров под текущую загрузку системы ДМ; синтез ПИД-регулятора на основе дискретного линейно-квадратичного подхода с учётом требований к точности ориентации и стабилизации; инновационный метод распределения управляющих сигналов, сочетающий использование адаптивной весовой матрицы (формируемой на основе комбинированного критерия равномерности загрузки и удалённости от предельных скоростей) с перераспределением кинетического момента через нуль-пространство установочной матрицы.

Результаты математического моделирования подтвердили преимущества предложенного подхода перед классическим методом распределения через псевдообратную матрицу. При выполнении программного разворота максимальный кинетический момент отдельного маховика составил 2,5 Нмс против 3,1 Нмс при использовании традиционного алгоритма. В установившемся режиме ориентации неравномерность загрузки системы снизилась: максимальный момент маховика не превысил 2,0 Нмс против 2,5 Нмс в базовом варианте. Это свидетельствует о более рациональном использовании динамических возможностей системы и снижении риска преждевременного насыщения отдельных ДМ.

Предложенный алгоритм обладает рядом практических преимуществ: он не требует значительных вычислительных затрат (реализуем на бортовых

процессорах реального времени); учитывает текущее состояние системы ДМ в режиме онлайн и обеспечивает плавное перераспределение момента без возмущения динамики КА. Полученные результаты могут быть использованы при проектировании систем управления ориентацией перспективных космических аппаратов различного назначения.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

*Балковой Н.Н.* Разработка и исследование системы управления динамическим моментом двигателя-маховика системы ориентации и стабилизации космического аппарата: специальность 05.09.03 «Электрические комплексы и системы»: диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Томск, 2019. 228 с.

*Игнатов А.И.* Выбор геометрических параметров расположения системы двигателей-маховиков при управлении вращательным движением космического аппарата // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2022. № 1. С. 122-144.

*Розин П.Е., Литвинчук Э.А.* Навигационное обеспечение малых космических аппаратов на низких орбитах с использованием аппаратуры спутниковой навигации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 4. С. 71-77.

*Розин П.Е.* Методика обработки бортового программного обеспечения системы ориентации и стабилизации космического аппарата дистанционного зондирования Земли «АУРИГА» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 118-125.

*Телепнев П.П., Ефанов В.В., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В.* Оценка уровней механических воздействий на КА двигателя-маховика в вязко-упругом подвесе виброизолятора, обусловленных прецессией и нутацией // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 3. С. 30-35.

*Фихтенгольц Г.М.* Курс дифференциального и интегрального исчисления / Под ред. А.А. Флоринского. Т. 2. 10-е изд., М.: ФИЗМАТЛИТ, 2018. 608 с.

*Jung D., Tsiotras P.* An experimental comparison of CMG steering control laws // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. 2004. P. 5294.

*Schaub H., Junkins J.L.* Singularity avoidance using null motion and variable-speed control moment gyros // Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2000. Vol. 23. № 1. P. 11-16.

*Статья поступила в редакцию 10.02.2026*

*Статья после доработки 12.03.2026*

*Статья принята к публикации 13.03.2026*

## ТЕПЛОВАЯ МОДЕЛЬ И МЕТОДИКА АНАЛИЗА РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ В РАЗВЕТВЛЁННОЙ СИСТЕМЕ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ ОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

## THERMAL MODEL AND ANALYSIS METHOD OF THERMAL FLUXES DISSIPATION IN EXTENSIVE THERMAL PIPES SYSTEM OF AN ORBITER



**Е.Ю. Котляров<sup>1</sup>,**  
кандидат технических наук,  
KotliarovEIU@laspace.ru;  
**E.Yu. Kotlyarov**



**В.В. Луженков<sup>1</sup>,**  
LuzhenkovVV@laspace.ru;  
**V.V. Luzhenkov**



**В.С. Финченко<sup>1</sup>,**  
доктор технических наук,  
FinchenkoVS@laspace.ru;  
**V.S. Finchenko**

С помощью специально разработанной нестационарной тепловой математической модели анализируется работа тепловой сопотопанели со встроенными тепловыми трубами в составе автоматического космического аппарата, функционирующего на низкой круговой лунной орбите. Исследуемая тепловая сопотопанель (ТСП) несёт группу приборов, функционирующих по заданным циклограммам, при этом на применяемые для обеспечения температурного режима радиационные поверхности (рассеивающие излишки тепла), оказываются периодические внешние тепловые воздействия от Солнца и Луны. В подобных условиях передаваемые тепловыми трубами (ТТ) тепловые потоки сложно определить количественно, в частности, достаточно трудно определить, в какой момент в какой именно ТТ и на каком участке может быть достигнут максимальный передаваемый тепловой поток, который не должен превышать так называемого предельного передаваемого потока. Если возникновение предельного потока возможно, тогда на соответствующем участке следует заменить ТТ на более мощную либо установить

By means of dedicated non-stationary thermal mathematic model the article analyses functioning of thermal honeycomb panel with integrated heat pipes on automated spacecraft during its operation on low circular Moon orbit. The thermal honeycomb panel under study carries a set of devices which operate as per the given cyclograms, while Sun and Moon apply occasional external thermal effects on the thermal control system's radiation surfaces dissipating excess heat. Under this environment, the heat flows transmitted by heat pipes are difficult to quantify, in particular, it is hard to determine at what point, in which heat pipes and in which area the maximum transmitted heat flow can be, which should not exceed the so-called maximum transmitted flow. If the limiting flow occurrence is possible, then the heat pipe shall be replaced with a more powerful one in the appropriate

<sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

дополнительную, параллельно. В настоящей статье предложен методический подход, при использовании которого можно выполнить количественные оценки тепловых потоков, передаваемых каждой отдельной тепловой трубой с учётом знакопеременных тепловых нагрузок, а также при наличии многочисленных участков, функционирующих как испарители и как конденсаторы (в пределах единичной тепловой трубы).

*Ключевые слова:*

*аксиальная тепловая труба;  
сеть тепловых труб;  
комплексное теплонагружение;  
система обеспечения теплового режима;  
орбитальный космический аппарат;  
тепловая сопанель.*

DOI: 10.26162/LS.2026.71.1.003

## **ВВЕДЕНИЕ**

Использование разветвлённых систем тепловых труб для создания негерметичных приборных отсеков в составе различных автоматических космических аппаратов (КА), например орбитальных, достаточно широко распространено в современной практике (Финченко В.С. и др., 2018). С помощью ТТ можно формировать своеобразные тепловые кластеры, которые объединяют группу приборов с однотипными требованиями к разрешённому температурному диапазону и это положительно отражается на поддержании теплового режима оборудования (Котляров Е.Ю. и др., 2018). Рассматривая подобные технические решения даже на качественном уровне, можно сделать вывод о том, что с их помощью можно достичь очевидных преимуществ, что характеризуется следующим:

- объединяя в себе теплоёмкость нескольких приборов, вместе с обособленной частью конструкции КА (например ТСП), целенаправленно созданный квазиизотермичный, тепловой кластер с увеличенной тепловой инерцией становится менее чувствителен к переходным режимам, возникающим в результате внешних тепловых воздействий;
- благодаря тому же объединению, а также в результате наложения сдвинутых по фазе рабочих циклограмм оборудования и приборов, сглаживаются температурные флуктуации, создаваемые установленными тепловыделяющими блоками и приборами;
- возникает возможность рационально использовать имеющиеся в составе системы обеспечения теплового режима (СОТР) КА радиационные теплообменники (РТО), в качестве которых могут

*section, or an additional one should be installed in parallel. This article proposes an approach that can be used to quantify the heat fluxes transmitted by each individual heat pipe, considering alternating heat loads, as well as in the presence of numerous sections functioning as evaporators and condensers (within a single heat pipe).*

*Key words:*

*axial heat pipe;  
heat pipes loop;  
all-in thermal loading;  
thermal control system;  
orbiter;  
thermal honeycomb panel.*

выступать подключаемые РТО, а при возможности и частично открытые, специально подготовленные поверхности самих ТСП. Взаимосвязь РТО позволяет экономить потребную для диссипации тепла поверхность излучения, а следовательно, снизить общую массу радиаторов и/или увеличить срок активного существования (простыми словами – один и тот же РТО может поочерёдно обслуживать приборы, объединённые на ТСП, функционирующие в разное время, с разной продолжительностью);

- централизованная СОТР позволяет снижать затраты системы электроснабжения КА на электронагреватели, которые необходимо включать для защиты оборудования от переохлаждения. Это преимущество достигается за счёт совмещения теплоёмкостей и теплоизоляции, возможности организации регулируемого стока тепла, а также обогрева незадействованного оборудования задействованным;
- наконец, соединение между собой разноориентированных панелей и всех других радиационных поверхностей, позволяет более рационально осуществлять компоновку оборудования и радиаторов в составе КА и благодаря этому добиваться более эффективной работы СОТР.

## **1. Некоторые особенности теплонагружения тепловых труб**

Заслужившие признание справочные монографии по теории тепловых труб, представляют лишь единичные примеры, которые рассматривали работу ТТ с несколькими испарителями и с несколькими конденсаторами. Одной из известных работ на эту тему является перевод книги Стивена Вильяма Чи (Chi С., 1981).

Если же говорить о сложившейся практике учёта комплексного теплонагружения ТТ, то общеизвестно, что инженерные специалисты предпочитают рассматривать утрированные (не требующие сложной детализации) варианты теплонагружения ТТ, обеспечивающие запас теплопередающей способности при её оценках (начиная с ранних этапов проектирования).

При определении достаточности теплопередающей способности единичной ТТ в составе конкретной СОТР разработчики оперируют критерием типа  $QL_{\text{ПРЕД}}$ , имеющим размерность Вт·м и, по сути, выражающим удельную предельную теплопередающую способность ТТ конкретного типа. Например, если некоторая ТТ, в пределе, способна передавать 100 Вт на 1 м, то при длине 2 м, ТТ этого же типа (т.е. имеющая аналогичный теплоноситель, фитиль, поперечную геометрию и т.п.) сможет передать не более 50 Вт, т.к.  $100 \text{ Вт} \cdot \text{м} / 2 \text{ м} \leq 50 \text{ Вт}$ . Т.е. здесь в обоих случаях  $QL_{\text{ПРЕД}} = 100 \text{ Вт} \cdot \text{м}$ .

Допустим, имеет место нестационарный режим и прибор массой 3 кг, постоянно выделяющий мощность 50 Вт, охлаждается со скоростью 10 К/час (с помощью данной ТТ). В этом случае отводимый от прибора поток увеличится с 50 Вт до  $50 + 3 \cdot (\sim 1000) \cdot 10 / 3600 \approx 58 \text{ Вт}$  (приблизительно на 16%). Такие нюансы также принято учитывать при выборе характеристики  $QL_{\text{ПРЕД}}$  для ТТ, используемой в конкретной СОТР.

Для случаев, в которых применительно к одной ТТ существует несколько неадиабатных зон (т.е. несколько испарителей и/или конденсаторов), профильные специалисты рассматривают альтернативные теплонагружения этой ТТ, которые являлись бы простыми, понятными, однозначными и обеспечивали запас, перекрывающий сложное теплонагружение. При этом заметим, что объективность выбора наиболее теплонапряженных случаев и альтернативных схем теплонагружения бывает достаточно спорной.

Известно, что ТТ, используемые для низкотемпературных СОТР достаточно хорошо изучены и исследованы на практике. Чаще всего в современных АКА применяют аксиальные ТТ (АТТ), т.е. ТТ с продольными канавками, заправленные аммиаком (Бугрова А.Д., Котляров Е.Ю., 2025), при этом в приборных отсеках КА температурный диапазон обычно не выходит за границы интервала  $-50+50^\circ\text{C}$ . Для таких АТТ достигаемый параметр  $QL_{\text{ПРЕД}}$  известен заранее, как правило, он получен в результате масштабной экспериментальной отработки и расчётного моделирования АТТ конкретного типоразмера. Для АТТ обоснованно рассматривают капиллярный предел передаваемого теплового потока как основное ограничение. То есть анализируемый здесь далее параметр  $QL_{\text{ПРЕД}}$  характеризует, прежде всего, развиваемый максимальный капиллярный напор в фитиле (канавках) АТТ.

При проектировании СОТР на базе АТТ во многих случаях желаемые температурные градиенты и рабочие температурные перепады обеспечиваются благодаря использованию соответствующего количества устанавливаемых единичных ТТ. Количество применяемых ТТ в ТСП, как правило, бывает достаточным для обеспечения передачи возникающих в системе тепловых потоков с большим запасом, однако на практике узкие места проявляются в неочевидных ситуациях или неожиданным образом. С учётом этого, методические подходы, позволяющие повсеместно осуществлять расчётный контроль сети комплексно теплонагруженных ТТ, представляют закономерный интерес.

Наиболее известный пример для случая стационарного теплонагружения ТТ с несколькими испарителями и конденсаторами был рассмотрен в книге (Chi S.W., 1976) и в настоящем анализе мы будем применять отдельные рекомендации этого автора. При известном количестве неадиабатных зон и при известном их теплонагружении применительно к единичной АТТ предлагается по всей длине трубы определять осевой тепловой поток в каждом сечении, а затем интегрировать его по длине между ближайшими нулевыми сечениями, т.е. между сечениями ТТ в которых осевой поток является нулевым:

$$(QL)_{\text{max}} \geq \left( QL = \int_{x_{01}}^{x_2} Q dx + \int_{x_2}^{x_3} Q dx + \int_{x_3}^{x_{04}} Q dx \right). \quad (1)$$

В теплонагруженной стандартным образом ТТ нулевые осевые потоки имеют место только в торцах, а в комплексно теплонагруженной ТТ такие сечения могут иметь место в любом её промежуточном сечении и тогда в пределах единичной АТТ могут появляться самодостаточные участки, каждый из которых функционирует как отдельная ТТ.

Для понимания и дальнейшего применения выражения (1) покажем, что АТТ с испарителем 0.2 м, конденсатором 0.2 м и транспортной зоной 0.6 м, передавая 60 Вт развивает  $QL$  следующей величины:

$$QL = (0+60) \cdot 0.2/2 + (60+60)/2 \cdot 0.6 + (60+0)/2 \cdot 0.2 = 48 \text{ Вт} \cdot \text{м}.$$

То есть, в соответствии с выражением (1), на участке  $x_{01} \dots x_2$  поток возрастает до 60 Вт, на участке  $x_2 \dots x_3$  остаётся неизменным (60 Вт), а на участке  $x_3 \dots x_{04}$  снижается с 60 до 0 Вт. При выполнении подобных оценок (в сложившейся инженерной практике) принято считать, что теплоподвод и теплоотвод к/от ТТ осуществляется равномерно по длине, поэтому интегральное значение для каждого рассмотренного участка определяется здесь как среднее арифметическое.

# ТЕПЛОВАЯ МОДЕЛЬ И МЕТОДИКА АНАЛИЗА РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ В РАЗВЕТВЛЁННОЙ СИСТЕМЕ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ ОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

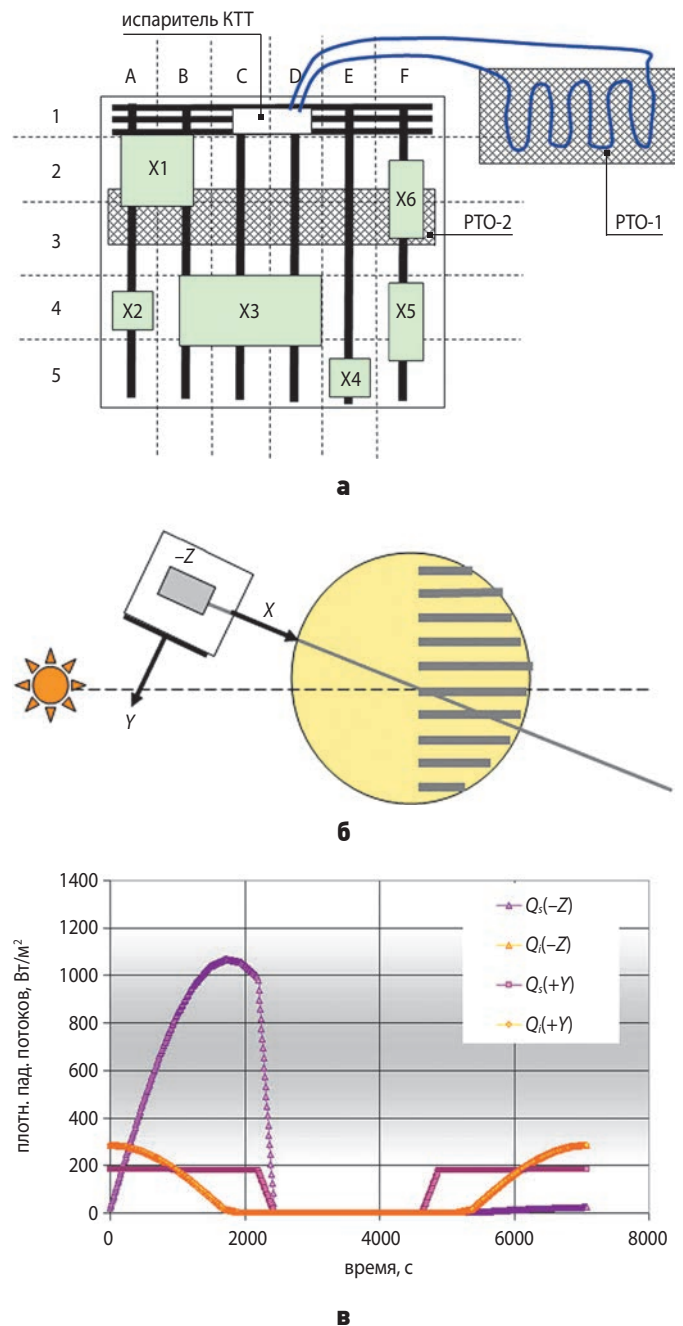
Поскольку  $QL_{\text{ПРЕД}}$  (Вт·м) является известной характеристикой АТТ, в данном исследовании целенаправленный интерес будут представлять прогнозируемые достигаемые значения  $QL(\text{max})$  в каждой тепловой трубе ТСП, чтобы затем можно было сравнивать эти  $QL$  с предельно допустимыми значениями.

## 2. Постановка вычислительного эксперимента для исследования сети тепловых труб в составе приборной панели при её орбитальном применении

Для исследования комплексного теплонагружения разветвлённой системы тепловых труб (т.е. взаимосвязанных в тепловом отношении) была разработана тепловая математическая модель (ТММ) СОТР, сформированной на базе тепловой сотопанели и связанными с ней одним регулируемым и одним нерегулируемым РТО. На рисунке 1а показана схема этой СОТР. В её составе имеется одна тепловая сотопанель  $1 \text{ м} \times 0.9 \text{ м}$  с установленными на одной из её сторон приборами. ТСП представляет собой две тонких ( $0.9 \text{ мм}$ ) теплопроводных обечайки из алюминиевого сплава, между которыми вклеены соты, кроме того, внутри ТСП (между обечайками) с равномерным шагом встроены аксиальные тепловые трубы: в данном случае их шесть, каждая длиной  $1 \text{ м}$ . Отвод тепла от ТСП к радиационному теплообменнику выполнен с помощью регулируемой контурной тепловой трубы. Чтобы отводить тепло от каждой АТТ к выносному РТО-1, а также перераспределять тепловой поток между АТТ, сверху ТСП установлен тепловой коллектор, который представляет собой три параллельных АТТ, расположенных перпендикулярно АТТ встроенным внутрь ТСП. Часть поверхности ТСП, которая экспонирована в открытое пространство и не несёт приборов, имеет выделенную область, используемую в качестве второго (нерегулируемого) радиатора, РТО-2.

На поверхность данной области ТСП, а также на рабочую поверхность регулируемого РТО-1 наносятся термооптические покрытия, снижающие воздействие солнечного излучения. Рассматриваемая СОТР интегрируется в конструкцию КА как показано на рисунке 1б.

Компоновка ТСП и РТО в составе КА определяет характер внешних тепловых воздействий на СОТР при её орбитальном функционировании: здесь выносной РТО ориентирован по  $-Z$ , а РТО на самой ТСП ориентирован по  $+Y$ , см. рисунок 1б. Потoki, падающие в течение витка (продолжительностью  $7080 \text{ с}$ ) на каждый из РТО СОТР, показаны на рисунке 1в.



**рисунк 1.** ТММ, разработанная для вычислительного эксперимента с сетью АТТ

ТММ СОТР является узловым моделью, традиционно представляемой в виде системы линейных дифференциальных уравнений вида

$$\frac{dT_i}{dt} = \frac{1}{C} \sum_{i=1}^n Q_i \quad (2)$$

и выражает нестационарный тепловой баланс в узлах. ТММ состоит из 57 узлов и имеет 113 кондуктивных связей, имитирующих, в частности, теплопроводность по обечайкам ТСП, а также связи АТТ с ТСП и связи различных тепловых труб между собой. Эффективные тепловые проводимости определяются заранее с помощью программного обеспечения (ПО), позволяющего учесть «неоднородность»

таблица 1 – Тепловые потоки от оборудования

$\tau$	X1	$\tau$	X2	$\tau$	X3	$\tau$	X4	$\tau$	X5	$\tau$	X6
с	Вт	с	Вт	с	Вт	с	Вт	с	Вт	с	Вт
0	0	0	5	0	30	0	9	0	7	0	7
2950	0	3000	5	3000	30	3000	9	2950	7	2950	7
3000	45	7081	5	7081	30	7081	9	3000	12	3000	12
5400	45							5400	12	5400	12
5450	0							5450	7	5450	7
7081	0							7081	7	7081	7

теплопередачи от пара в АТТ к конструкции ТСП или КА (если модель является трёхмерной, конечно-элементной и высоко детализированной – необходимые тепловые связи формируются автоматически (Бугрова А.Д., Котляров Е.Ю., Финченко В.С., 2025)). Тепло, отводимое СОТР, рассеивается в космос с помощью РТО-1 и РТО-2.

Цель применения разработанной ТММ – в установленном циклическом режиме оценить все потоки, входящие и выходящие в тепловые трубы разветвлённой системы. Установившийся режим определяется монотонным многократным повторением внешних и внутренних тепловых воздействий на СОТР с помощью соответствующих циклограмм теплонагружения  $Q=f(\tau)$ . Циклограммы применения приборов X1...X6 представляет таблица 1.

Циклическая работа осуществляется только приборами X1, X5 и X6. Потоки в каждую зону АТТ (таких зон пять для каждой АТТ ТСП) или из неё определяются уникальной тепловой связью, применяемой от пара внутри АТТ к элементу ТСП, в котором данный участок АТТ встроен (замурован).

Рисунок 2 показывает, какие 3D-фрагменты использовались при вычислении эффективных тепловых проводимостей для узловой ТММ. То есть с помощью стороннего ПО заранее определялись тепловые проводимости следующих тепловых контактных соединений:

- АТТ и ТСП;
- АТТ с АТТ коллектора (перпендикулярный стык);
- коллектора и испарителя контурной тепловой трубы (КТТ).

Все эти проводимости имитируют тепловую связь между насыщенным паром в одной и другой ТТ, корпуса которых контактируют между собой.

Регулируемая тепловая связь через контурную тепловую трубу между РТО-1 и испарителем КТТ имитируется существенным ростом термического сопротивления, т.е. когда расчётная температура пара в испарителе КТТ становится ниже  $0^{\circ}\text{C}$ : при  $T \geq 0^{\circ}\text{C}$   $R_{\text{КТТ}}=0.02$  К/Вт, при  $T \leq 0 - \delta^{\circ}\text{C}$   $K_{\text{КТТ}}=100$  К/Вт, что реально достигается с помощью КТТ.

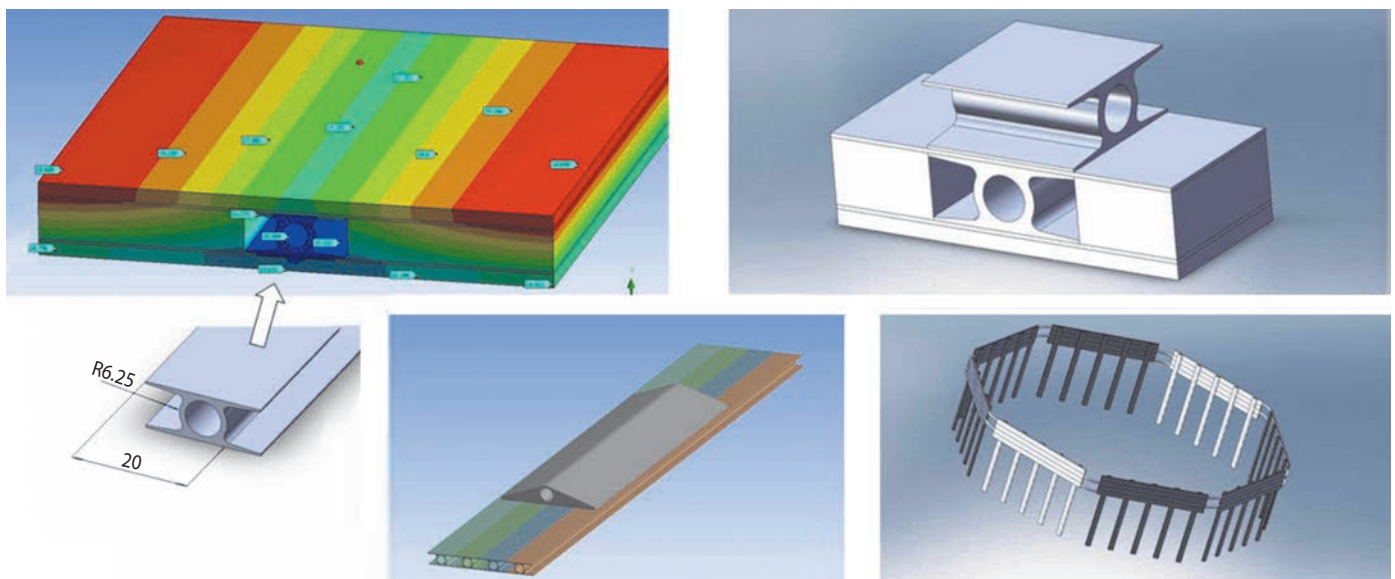
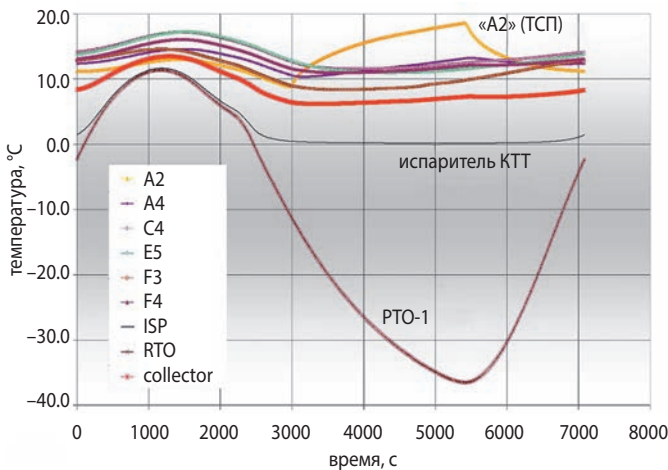


рисунок 2. К определению эффективных тепловых проводимостей в соединениях тепловых труб для узловой ТММ СОТР

# ТЕПЛОВАЯ МОДЕЛЬ И МЕТОДИКА АНАЛИЗА РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ В РАЗВЕТВЛЁННОЙ СИСТЕМЕ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ ОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА



**рисунок 3.** Температурные характеристики СОРТ в режиме установившегося нестационарного теплового баланса на орбите

## 3. Результаты расчётов температур и тепловых потоков в АТТ для установившегося циклического режима орбитального движения КА

При выполнении расчётов орбитального применения ТСП с АТТ рассматривалась так называемая орбитальная ориентация КА (Альтов В.В. и др., 2011). В этом случае одна ось КА должна быть постоянно направлена на поверхность планеты, а другая сонаправлена вектору скорости КА. При высоте орбиты 100 км её наклонение было принято равным 40°, в результате чего с помощью ПО ТЕРМ была рассчитана продолжительность тени 2550 с и внешние потоки, показанные на рисунке 1в.

Рисунок 3 демонстрирует, как ведут себя на соответствующей орбите в установившемся циклическом режиме расчётные температуры коллектора, РТО-1, испарителя КТТ (насыщенного пара теплоносителя в испарителе), а также как изменяются температуры в местах установки некоторых приборов на ТСП (последние имеют идентичную буквенноцифровую маркировку на схеме рисунка 1 и на графиках температур рисунка 3).

Расчёт орбитального движения КА выполнялся до тех пор, пока начальные и конечные контролируемые температуры не стали практически одинаковыми. Такой подход традиционно применяют для более корректного анализа нестационарного теплового баланса системы. Из полученных температурных графиков видно, как КТТ запирается, когда температура испарителя снижается до 0°C. Кроме того, по температуре зоны «А2» на ТСП (место установки X1) можно судить о включениях и выключениях мощного прибора X1 (45 Вт).

Расчётные тепловые потоки в зонах соединения АТТ с ТСП в виде  $Q=f(t)$  иллюстрирует рисунок 4. Результаты показывают следующее:

- рабочие зоны некоторых АТТ поочередно и многократно выступают в качестве испарителей и конденсаторов;
- как таковых, в чистом виде, адиабатных участков практически не существует;
- условно квазистационарные режимы возникают в АТТ, скорее в виде исключения, чем в порядке закономерного события.

Следовательно, на качественном уровне (т.е. с помощью осмысленных наблюдений) достаточно сложно определить, где и когда характеристика  $QL$  в конкретной АТТ могла бы достичь недопустимо высоких значений.

Кроме расчётных тепловых потоков для трёх АТТ ТСП (рисунки 4а–4в) на рисунке 4г показано изменение мгновенного теплонагружения коллектора и КТТ. Максимальная отводимая от ТСП к РТО-1 мощность составляет около 50 Вт. Это значение невозможно было бы воспроизвести, используя какие-либо утрированные квазистационарные теплонагружения, применяемые к исследуемой СОРТ. Выполненный вычислительный эксперимент подтверждает, что адекватной моделью для оценки теплонагружения ТТ может служить только нестационарная ТММ.

## 4. К расчёту максимальных интегральных тепловых потоков в АТТ

Чтобы определить максимальную нагрузку, передаваемую единичной АТТ, надо учитывать распределение по длине подводимых и отводимых тепловых потоков. Рассмотрим распределение тепловых потоков для встроенной в ТСП АТТ «А» в расчётный момент 5440 с, поскольку в это время здесь можно наблюдать существенный всплеск тепловых нагрузок, рисунок 4б.

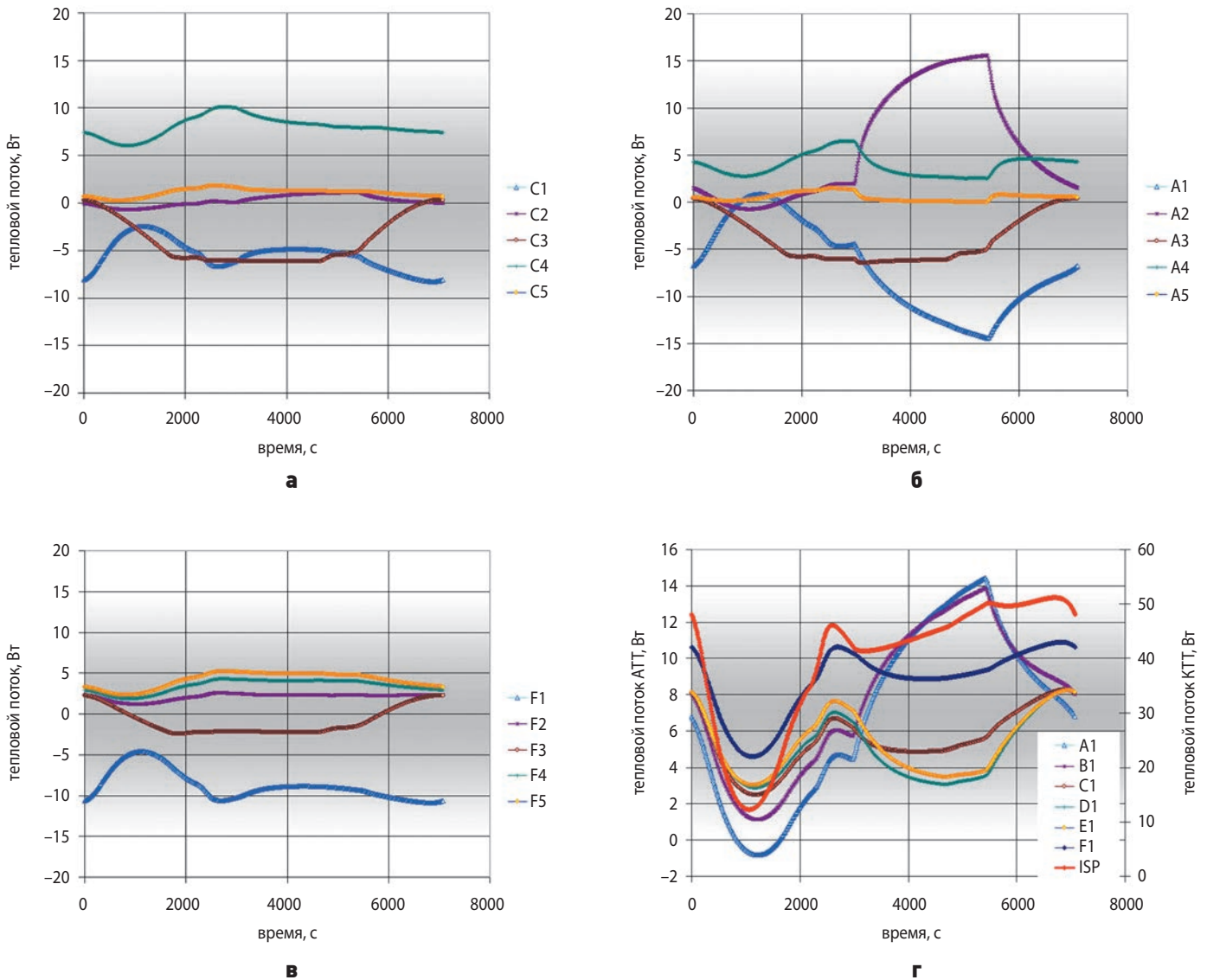
Мгновенное распределение расчётных потоков по зонам представлено в таблице 2. Рассчитанный осевой поток в сечениях АТТ при движении от участка 5 к участку 1 показан в таблице 3.

**таблица 2** – Потоки к зонам АТТ «А»

АТТ	«А1»	«А2»	«А3»	«А4»	«А5»	зона
«А»	-14.37	15.49	-4.83	3.12	0.59	Вт

**таблица 3** – Осевые тепловые потоки в АТТ «А»

0.00	0.59	3.71	-1.12	14.36	0.00	Вт
0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0	м
«А5»		«А3»		«А1»		
«А4»			«А2»			



**а** – АТТ «С»; **б** – АТТ «А»; **в** – АТТ «F»; **г** – коллектор ТСП и КТТ.

**рисунок 4.** Распределение тепловых нагрузок на различные зоны АТТ при орбитальном функционировании

Осевой поток дважды меняет знак, при этом сечения с нулевыми потоками могут существовать только на участках 2, 3 и 4. (Для участков 1 и 5 такими сечениями однозначно служат торцы АТТ). Опираясь на пример, рассмотренный С. Чи (*Chi S.W.*, 1976), получаем:

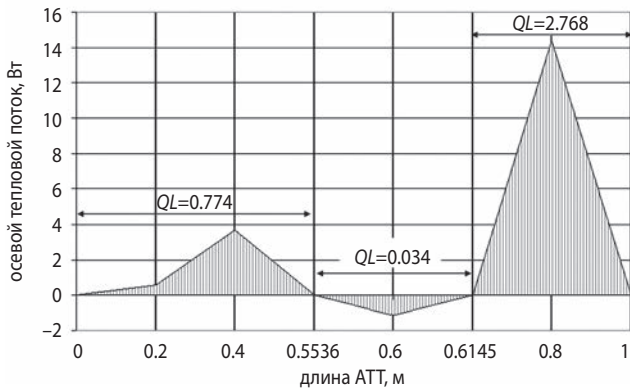
- Координата нулевого потока-1 («А3»)  $0.5536 \text{ м} = 0.2 / (-1.12 - 3.71) \cdot (-3.71) + 0.4$ .
- Координата нулевого потока-2 («А2»)  $0.6145 \text{ м} = 0.2 / (14.36 + 1.12) \cdot (1.12) + 0.6$ .
- Интегральный поток в интервале  $0 \dots 0.5536 \text{ м}$   
 $QL = 0.2 \cdot (0.59/2 + (3.71 + 0.59)/2) + 0.1536 \cdot 3.71/2 = -0.774 \text{ Вт} \cdot \text{м}$ .
- Интегральный поток в интервале  $0.5536 \dots 0.6145 \text{ м}$   
 $QL = (0.6 - 0.5536) \cdot (1.12/2) + 0.0145 \cdot (1.12/2) = 0.034 \text{ Вт} \cdot \text{м}$ .
- Интегральный поток в интервале  $0.6145 \dots 1.0 \text{ м}$   
 $QL = 14.36/2 \cdot (0.2 - 0.0145) + 14.36/2 \cdot 0.2 = 2.768 \text{ Вт} \cdot \text{м}$ .

Выполненные здесь вычисления иллюстрирует эпюра на рисунке 5: здесь видно, что в средней зоне осевой поток изменил направление (на отрицательное для применяемой оси координат АТТ).

Для АТТ «А» наибольшее из рассчитанных  $QL = 2.768 \text{ Вт} \cdot \text{м}$ , что гораздо ниже, чем  $QL_{\text{ПРЕД}}$  (предельный поток) у АТТ с характерным поперечным размером 12.5 мм (применяемых в анализируемой ТСП). Однако в общем случае разветвлённые сети АТТ могут иметь более протяжённые расстояния теплопереноса и/или более высокие тепловые нагрузки (*Золотарев В.Ю. и др.*, 2015), чем в рассмотренном примере СОТР.

Теперь выполним анализ распределения тепловых потоков применительно к АТТ «F» в момент времени 2700 с, т.к. внешне здесь распределение потоков похоже на теплонапряжённое. Мгновенное распределение тепловых потоков по зонам представлено в таблице 4.

# ТЕПЛОВАЯ МОДЕЛЬ И МЕТОДИКА АНАЛИЗА РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ В РАЗВЕТВЛЁННОЙ СИСТЕМЕ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ ОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА



**рисунок 5.** Распределение интеграла осевого теплового потока в АТТ «А» по длине в момент 5440 с

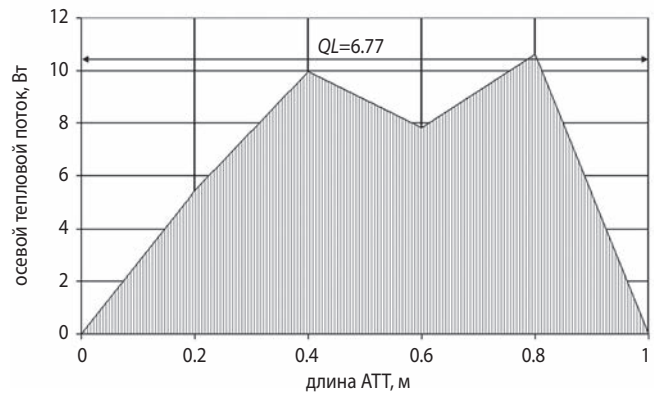
**таблица 4** – Тепловые потоки к зонам АТТ «F»

АТТ	«F1»	«F2»	«F3»	«F4»	«F5»	зона
«F»	-10.63	2.81	-2.13	4.53	5.43	Вт

Результат расчёта осевого потока в АТТ «F» от участка 5 к участку 1, показан в таблице 5.

**таблица 5** – Осевые тепловые потоки в АТТ «F»

0.00	-5.43	-9.95	-7.82	-10.63	0.00	Вт
0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0	м

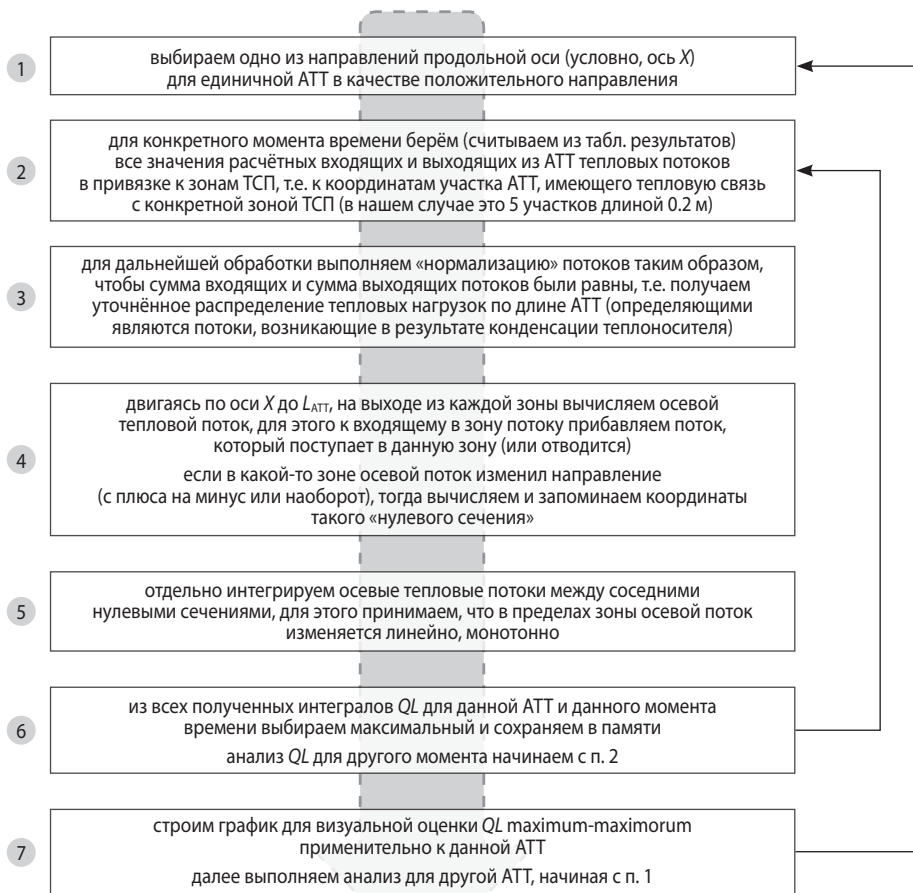


**рисунок 6.** Распределение интеграла осевого теплового потока в АТТ «F» по длине в момент 2700 с

В «F» осевой поток не изменяет направления, поэтому сечения с нулевым расходом существуют здесь только в торцах АТТ. Для  $QL$  (2700 с) имеем единственный вариант:

$$QL = 0.2 \cdot (5.43/2) + (5.43 + 9.95)/2 + (9.95 + 7.82)/2 + (7.82 + 10.63)/2 + 10.63/2 = 6.77 \text{ Вт} \cdot \text{м}$$

Для наглядности рисунок 6 показывает, как выглядит соответствующая эпюра осевого потока в АТТ «F» (для удобства потоки инвертированы).



**рисунок 7.** Блок-схема вычисления  $QL$  как функции времени для единичной АТТ

По аналогии с анализом теплонагружения АТТ «А» и АТТ «F» можно анализировать работу и других АТТ, а также коллектора, который представляет собой строенную АТТ. С помощью коллектора тепло снимается с каждой АТТ (встроенной в ТСП), перераспределяется между всеми АТТ, кроме того, некоторая часть тепла, централизованно, отводится к РТО-1 с помощью регулируемой контурной тепловой трубы. Однако выбор критических точек/сечений для оценки  $QL_{max}$  неочевиден, а расчёты, выполняемые вручную, неприемлемо трудоёмки. Таким образом, представленные примеры не только наглядно показывают, как выполняется оценка  $QL$ , но также являются и обоснованием необходимости автоматического контроля передаваемого потока в АТТ с учётом комплексного их теплонагружения.

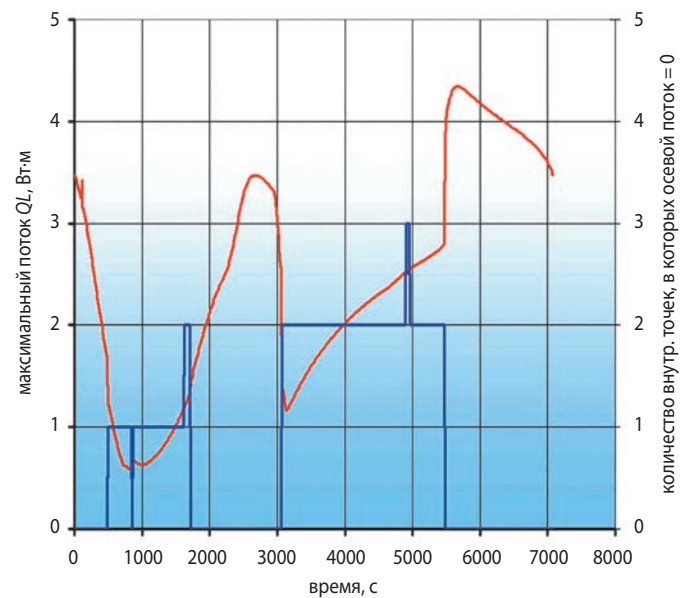
Далее, при выполнении постоянного (непрерывного) автоматического расчёта  $QL$  в АТТ ТСП, будет показано, что момент для оценки экстремального протока в АТТ «А» был выбран неверно, а кроме того (несмотря на то, что на АТТ «А» установлен мощный прибор), более высокое предельное теплонагружение испытывают не отобранные для оценок вручную «А» и «F», а другая АТТ, встроенная в ТСП.

## 5. Автоматизированное определение интегральных тепловых потоков в АТТ, имеющих комплексное теплонагружение

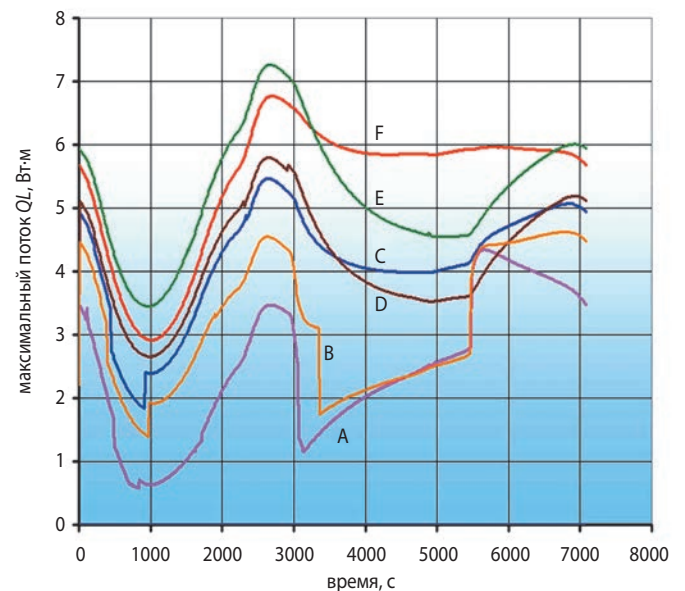
Было показано, что выбор (по наитию) некоторого момента времени применительно к конкретной АТТ для проверки критичных значений  $QL$  вручную представляет собой достаточно нерациональное занятие. Рассмотрим алгоритм, который позволяет для отдельной АТТ по расчётным значениям входящих и выходящих тепловых потоков определять мгновенные значения  $QL=f(t)$  с учётом комплексного распределения тепловой нагрузки и с учётом возможного наличия нескольких самостоятельных рабочих участков ТТ, которые возникают при изменении направления осевого теплового потока. Блок-схема на рисунке 7 показывает, как это выполняется в рамках настоящей работы. Очевидно, что детализированный расчёт  $QL$  требуется не для всех АТТ, но для того, чтобы уверенно сказать, в каком месте и в какой ситуации такой расчёт определённо необходим, надо контролировать потоки, передаваемые каждой АТТ. Применяя алгоритм, показанный на рисунке 7, и ТММ типа иллюстрируемого на рисунке 1, можно решить подобную задачу. При этом, следует осознавать, что в инженерных расчётах (даже с применением детализированных ТММ) многие граничные условия и физические процессы расчётчики предельно идеализируют, точнее, вынуждены воспроизводить весьма примитивно.

Применительно к инженерным моделям СОТР на базе ТТ в сетях АТТ не принято учитывать:

- различие заправок условно одинаковых АТТ;
- наличие неконденсируемых газов;
- различие коэффициентов теплоотдачи при испарении и конденсации, а также их изменение от температуры и условий теплонагружения и т.п.



а



б

- а** – для АТТ «А» с указанием количества внутренних сечений с нулевым осевым тепловым потоком;  
**б** – для всех АТТ ТСП: «А», «В», «С», «D», «E», «F».

**рисунок 8.** Изменение потока  $QL_{max}$  по времени, рассчитанное автоматически

И хотя указанные факторы могут отражаться на значении исследуемых здесь расчётных потоков – на сегодняшний день достоверных прецедентов, в которых бы системная ТММ строго учитывала термодинамические аспекты работы ТТ, найти практически невозможно. Сказанное следует понимать как призыв к исключительно пропорциональному (в части влияющих факторов), дозированному и строго целенаправленному усложнению ТММ, создаваемой для анализа работы конкретной СОТР.

Результат автоматизированного расчёта  $QL$ , выполненный для АТТ «А» на всём рабочем витке КА, представлен на рисунке 8а. Полученные результаты показывают, что визуальная выборка для 5440 с оказалась неверной, т.к. дала заниженное значение. Реальный экстремум достигается в момент 5710 с и результат для  $QL$  здесь на 34% выше. Причиной происшедшего является перераспределение тепловых нагрузок в АТТ, при котором длина тепломассопереноса существенно возросла. Второй график на этой же диаграмме показывает, как изменяется количество самодостаточных циркуляционных зон в пределах одной АТТ.

Результаты автоматизированного расчёта  $QL$  одновременно для всех АТТ ТСП показаны на рисунке 8б. При наличии нескольких полученных зон циркуляции в пределах одной АТТ выбиралось максимальное расчётное значение  $QL$  из имеющихся. Самое большое локальное теплонегрузение имеет АТТ «Е», в то время как «А» находится в нижней части диаграммы.

## **заключение**

Разработанный методический подход позволяет в высокой мере объективно количественно определять тепловые нагрузки, возникающие в каждой единичной АТТ, с помощью которых построена сложная разветвлённая теплопередающая сеть. Нагрузку при комплексном теплонегрузении АТТ можно оценивать как функцию времени и контролировать время и место возникновения наиболее критических условий работы отдельных АТТ.

Выполненный (с помощью алгоритма, представленного на рисунке 7) вычислительный эксперимент отражает реальный, а не гипотетический вариант применения АТТ, для чего используется актуальный масштаб влияющих факторов, физических и массогабаритных параметров.

В некоторых случаях утрированная оценка требуемой теплопередающей способности АТТ при определении соответствия её характеристик условиям применения в конкретной СОТР является вполне оправданной. Однако, когда наиболее теплонегруженные режимы для конкретных АТТ неочевидны,

а также когда многократный запас теплопередающей способности может быть неприемлем (например исходя из массогабаритных ограничений) – тогда разработанный здесь методический подход позволит обоснованно и более корректно определить условия выбора АТТ, необходимых для применения в СОТР.

Материалы статьи будут полезны для разработчиков СОТР КА на базе тепловых труб, прежде всего для тех специалистов, которые осуществляют компьютерное моделирование теплового режима оборудования, размещённого в негерметичных приборных отсеках АКА на термостатируемых панелях.

## **список литературы**

*Альтов В.В., Залетаев С.В. и др.* Расчет теплового режима космических аппаратов в орбитальном полете. Пакет прикладных программ «ТЕРМ». Рег. № 4151 от 18.10.2011 ФАП. Королёв: ФГУП «ЦНИИ-Маш», 2011.

*Бугрова А.Д., Котляров Е.Ю.* О применении редуцированных субмоделей блоков бортового оборудования при прогнозировании температурного состояния приборных панелей с помощью «Siemens-NX» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2025. № 3. С. 38-46.

*Бугрова А.Д., Котляров Е.Ю., Финченко В.С.* Некоторые рекомендации по использованию обобщенной теплопередающей характеристики тепловых труб при их моделировании в составе КА // Тепловые процессы в технике. 2025. Т. 17, № 1. С. 41-52.

*Золотарев В.Ю., Котляров Е.Ю., Серов Г.П., Тулин Д.В. и др.* Сравнительный анализ терморегулирующих жалюзи и радиаторов на базе регулируемых контурных тепловых труб // Вестник ТГУ. Математика и механика. 2015. № 5. С. 64-74.

*Котляров Е.Ю., Луженков В.В., Тулин Д.В., Басов А.А.* Система терморегулирования негерметичного приборного отсека КА «Интергелиозонд» для исследования Солнца с близких расстояний // Космическая техника и технологии. 2018. № 4. С. 5-15.

*Финченко В.С., Котляров Е.Ю., Иванков А.А.* Системы обеспечения тепловых режимов автоматических межпланетных станций / Под ред. д.т.н., проф. В.В. Ефанова, д.т.н. В.С. Финченко. Химки: АО «НПО Лавочкина», 2018. 400 с.

*Чи С.* Тепловые трубы. Теория и практика / Перевод с англ. В.Я. Сидорова. М.: Машиностроение, 1981. 207 с.

*Chi S.W.* Heat Pipe Theory and Practice: A Sourcebook. Hemisphere Publishing Corporation, 1976. 242 p.

*Статья поступила в редакцию 04.03.2026*

*Статья после доработки 12.03.2026*

*Статья принята к публикации 16.03.2026*

## МОДИФИЦИРОВАННЫЙ КРИТЕРИЙ КЛАССИФИКАЦИИ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ НАБЛЮДЕНИЯ ПО ПЛОТНОСТИ ИНФОРМАЦИИ В ИЗОБРАЖЕНИЯХ

## A MODIFIED CRITERION OF AEROSPACE MONITORING SYSTEMS CLASSIFICATION BY THE IMAGES' INFORMATION DENSITY



**К.А. Занин<sup>1</sup>,**  
доктор технических наук,  
zaninka@laspace.ru;  
**K.A. Zanin**

*Создание современных аэрокосмических систем наблюдения в различных спектральных диапазонах требует решения сложной проблемы обоснования выбора проектных параметров при наличии экономических и технических ограничений. В статье предложен модифицированный критерий плотности информации в изображении на основе уравнения Шеннона – Хартли с учётом коэффициента эмерджентности Харкевича для различного коэффициента некогерентности Рождественского (Хопкинса). Предлагаемый критерий позволяет корректно сравнивать различные системы наблюдения по плотности информации в изображениях.*

*Ключевые слова:*  
аэрокосмические системы наблюдения;  
проектные параметры;  
пространственная разрешающая способность;  
количество информации;  
теорема Шеннона;  
синтезированная апертура;  
отношение сигнал – шум;  
коэффициент некогерентности;  
шкала интерпретируемости.

DOI: 10.26162/LS.2026.71.1.004

*The development of actual aerospace monitoring systems in various spectral ranges demands complex rationale for choosing design parameters under existing economic and engineering constraints. This article proposes a modified criterion for the image' information density based on the Shannon–Hartley equation, including the Harkevich emergence coefficient for various incoherence coefficients of Rozhdestvensky (Hopkins). The proposed criterion enables correct comparing of different monitoring systems in terms of the images' information density.*

*Key words:*  
aerospace monitoring systems;  
design parameters;  
spatial resolution;  
amount of information;  
Shannon theorem;  
synthetic aperture;  
signal-to-noise ratio;  
incoherence index;  
interpretability scale.

<sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

## **ВВЕДЕНИЕ**

Важным показателем качества аэрокосмических систем наблюдения является удельная стоимость информации (Москатиный И.В., Занин К.А., 2015; Эпентосский В.Б. и др., 2023). Снижение удельной стоимости при ограниченных затратах обеспечивается увеличением количества информации (Sozzi M. et al., 2021): производительности, линейного и радиометрического разрешения и др.

Для оценки количества и плотности информации в изображениях аэрокосмических систем применяются различные подходы. За рубежом существует национальная шкала оценки интерпретируемости оптико-электронных изображений (NIIRS) и радиолокационных изображений (RNIIRS). Шкала интерпретируемости – это субъективная числовая оценка качества и семантическая оценка возможностей решения различных задач пользователей. Она учитывает пространственное разрешение, отношение сигнал – шум и др. частные показатели. Значение интерпретируемости варьируется от 0 – интерпретируемость затруднена и до 10 – наивысшее качество.

Критерий NIIRS может применяться и к радиолокационным изображениям. Дополнительно существует специальная национальная шкала RNIIRS, адаптированная для радиолокаторов с синтезированной апертурой.

В связи с тем, что критерий RNIIRS имеет субъективный характер, экспертами американского National Geospatial Agency был разработан новый числовой критерий RGIQE – радиолокационное генерализированное информационное уравнение качества (CRSRA SAR Benchmarking).

Критерий RGIQE применяется для классификации уровня качества радиолокационных изображений (РЛИ) в коммерческих лицензиях на распространение данных, выдаваемых регулятором CRSRA (Commercial Remote Sensing Regulatory Affairs).

В основу критерия положено уравнение Шеннона – Хартли, позволяющее оценить плотность информации на радиолокационном изображении в битах на квадратный метр. Его особенностью является ориентация на оценку возможности решения задач с помощью алгоритмов глубокого машинного обучения (Клименко Н.Н., Занин К.А., 2025). К сожалению, о зарубежных критериях RNIIRS и RGIQE имеется мало доступных публикаций.

Отечественный ГОСТ Р 70780-2023 «Данные дистанционного зондирования из космоса» не предполагает увязку пространственного разрешения с радиометрическим качеством изображения и другими параметрами в единый критерий. Поэтому разработка обобщённого критерия плотности информации является актуальной проблемой.

В статье предлагается модифицированный критерий информационной плотности изображений, устраняющий основные недостатки известной версии критерия RGIQE и учитывающий коэффициент некогерентности.

## **1. Постановка задачи**

Из теории телекоммуникационных систем известно, что предел безошибочной скорости передачи информации в битах в секунду определяется уравнением Шеннона – Хартли (Шеннон К., 1963):

$$I=B\log_2M, \quad (1)$$

где  $B$  – ширина полосы канала связи (Гц);  $M=1+q$  – количество различаемых уровней сигнала;  $q=S/N$  – отношение сигнал – шум;  $S$  – средняя мощность сигнала;  $N$  – средняя мощность шума.

Уравнение (1) справедливо только в случае равномерного изотропного спектра наблюдаемого объекта и шумов информационного тракта. Считается, что пропускание частот равномерное и независимое.

Рассматриваемое уравнение (1) может применяться для оценки потенциальной информационной ёмкости изображений (Фризер Х., 1978). Для этого осуществляется переход от временной к пространственной частоте.

Пространственная частота является аналогом обычной, но задаётся обратной функцией от координаты. Ширина полосы пространственных частот ограничена геометрической разрешающей способностью (*Imaging collection characteristics*):

$$B=(\rho_x\rho_y)^{-1},$$

где  $\rho_x$  и  $\rho_y$  – разрешающая способность изображения по двум координатам.

Обычно считается, что для радиолокатора синтезированной апертуры (РСА) разрешающая способность определяется шириной импульсных характеристик:

$\rho_x=0,5c_0/(F_0\sin z)$  – проекция ширины импульсной характеристики по дальности;

$z$  – зенитный угол наблюдения;

$\rho_y=V_n/F_d$  – ширина импульсной характеристики по азимуту;

$c_0$  – скорость распространения электромагнитной волны;

$F_0$  – ширина полосы излучения;

$F_d$  – ширина полосы доплеровского сигнала при синтезировании апертуры.

Отношение сигнал – шум на нулевой пространственной частоте для радиолокационного изображения определяется выражением:

$$q=\sigma_0/\sigma_{ш},$$

где  $\sigma_0$  – средняя мощность сигнала наблюдаемого объекта;  $\sigma_{ш}$  – средняя мощность случайного шума,

который складывается из шумов элементов информационного тракта: тепловой шум, шум квантования и др.

В критерии RGIQE предполагается задавать фиксированное значение  $\sigma_0=1$  (0 дБ). Также считается, что  $\sigma_{ш} \approx \sigma_{nesz}$ , где  $\sigma_{nesz}$  – удельная эквивалентная поверхность рассеяния эквивалентная собственному тепловому шуму. В ней обычно уже учтены основные собственные шумы тракта PCA.

В связи с тем, что излучаемая мощность PCA ограничена для улучшения отношения сигнал – шум применяется некогерентное накопление кадров:

$$q = N_k^{0,5} q_0,$$

где  $N_k$  – количество некогерентно накапливаемых кадров;  $q_0$  – отношение сигнал – шум одиночного РЛИ.

Уравнение RGIQE (1) принимает общепринятый вид (*SAR Tiering Metric RGIQE*):

$$I = B_x B_y \log_2(1 + \sigma_{nesz}^{-1}), \quad (2)$$

где  $B_x = \rho_x^{-1}$  – ширина спектра пространственных частот по дальности;  $B_y = \rho_y^{-1}$  – ширина спектра пространственных частот по азимуту.

Значение  $I$  определяет предельную плотность информации изображения в битах на квадратный метр. Объём информации в кадре определяется полосой захвата:

$$C = H_x H_y I,$$

где  $H_x, H_y$  – ширина полосы захвата.

Критерий (2) установлен в качестве стандарта (*SAR Tiering Metric RGIQE*) и широко применяется для сравнения качества информации зарубежных коммерческих радиолокаторов с синтезированием апертуры. Он позволяет не только сравнивать различные PCA, но и определять влияние основных проектных параметров PCA на плотность информации.

Анализ показывает, что в плотность информации наибольший вклад вносит разрешающая способность. Для ряда современных зарубежных PCA

(ICEYE, Capella Acadia, Umbra и др.) заявлено достижение качества информации, сопоставимой с оптико-электронными комплексами. Высокие показатели информативности достигаются за счёт улучшения геометрического разрешения. Заявляется ширина импульсных характеристик по дальности 0,25 м и азимуту 0,05 м (*Capella Space Repeat-Pass InSAR Demonstration current status*). Длительность синтеза по азимуту достигает рекордных значений более 25 секунд и полоса излучаемых частот по дальности до 1200 МГц.

Оценка плотности информации для PCA типа ICEYE и Capella Acadia приводится в таблице 1.

Улучшение разрешения по азимуту при синтезировании апертуры не ухудшает отношение сигнал – шум, однако требует сохранять когерентность тракта PCA на длительности интервала времени синтеза. Увеличение ширины полосы излучаемого сигнала повышает удельный шумовой эквивалент и снижает отношение сигнал – шум. Поэтому для улучшения отношения сигнал – шум необходимо увеличение средней излучаемой мощности, что не всегда возможно из-за ограничений на потребляемую мощность. Поэтому дальнейшее улучшение отношения сигнал – шум осуществляется в основном некогерентным накоплением от четырёх до девяти кадров РЛИ.

Критерий RGIQE имеет ряд недостатков, в первую очередь связанных с его общим характером. Он определяет только потенциальную плотность информации в изображении, однако не оценивает возможность и полноту её извлечения. Отметим, что в силу свойств когерентности (интерференции) пространственное разрешение для одиночного РЛИ (Занин К.А., 2022; Бачманов М.М., Исков Д.А., 2017) в полтора-два раза хуже ширины импульсной характеристики, что не учтено в критерии (2).

Для улучшения критерия с точки зрения оценки качества информации потребителем прежде всего необходимо учесть следующие факторы:

**таблица 1** – Основные параметры детальных режимов современных зарубежных PCA

название КА	ICEYE			Capella Acadia
	Dwell Precise	Dwell Fine	Dwell	Dwell
режим работы				
ширина полосы излучения, МГц	1200	1200	1200	700
импульсная характеристика по наклонной дальности, м	0,125	0,25	0,5	0,21
проекция импульсной характеристики по дальности, м	0,25	0,50	1,0	0,32
импульсная характеристика по азимуту, м	0,05	0,05	0,05	0,05
количество некогерентно накапливаемых кадров (азимут/дальность)	5 (5×1)	10 (5×2)	20 (5×4)	9 (9×1)
удельный шумовой эквивалент, NESZ	-12	-15	-18	-13
RNIIRS	7,2	6,7	6,4	-
RGIQE, бит/м <sup>2</sup>	326	185	125	270

- зависимость критерия от степени некогерентности (количества складываемых кадров);
- отличие пространственного разрешения от импульсной характеристики;
- зависимость коэффициента передачи от пространственной частоты.

В ряде работ (*CRSRA SAR Benchmarking*) в  $\sigma_{\text{ш}}$  предлагается учитывать сигнал боковых лепестков неоднозначности. Сигнал неоднозначности представляет собой интерференционное наложение ряда смещённых изображений и его нельзя считать гауссовским случайным процессом. Поэтому для учёта влияния неоднозначности сигналов на информационную ёмкость необходим новый методический подход, который требует отдельного исследования. Далее считается, что уровень сигналов неоднозначности существенно меньше удельного шумового эквивалента.

## 2. Модифицированный генерализованный критерий плотности информации

В большинстве случаев суммарный спектр наблюдаемых объектов близок к равномерному, однако коэффициент пропускания перепада мощности сигнала (контраста) уменьшается для высоких пространственных частот. Соответственно уменьшается и отношение сигнал – шум на каждой пространственной частоте. Предельная пространственная частота ограничена шириной импульсной характеристики.

Информационная ёмкость изображения (*Фризер Х., 1978; Koren N., 2020*) с учётом зависимости коэффициента пропускания от частоты определяется выражением:

$$I = B_x B_y \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 \log_2(1 + qT(v_x, v_y)) dv_x dv_y, \quad (3)$$

где  $T(v_x, v_y)$  – нормированная функция передачи модуляции в зависимости от пространственной частоты, для  $|v| > 1$ ,  $T(v) = 0$ ;

$v_x = V_x / B_x$ ,  $v_y = V_y / B_y$  – нормированные пространственные частоты, отнесённые к максимальной ширине полосы:  $v_x = V_x / B_x$  и  $v_y = V_y / B_y$ ;  $V_x$ ,  $V_y$  – пространственные частоты,  $\text{м}^{-1}$ .

Отметим, что в ряде работ (*Koren N., 2020*) используется квадрат функции передачи модуляции, что связано измерением отношения сигнал – шум по амплитуде сигнала. Зависимость (3) учитывает отношение сигнал – шум по мощности.

В РСА так же, как и в ОЭК пропускание пространственных частот непосредственно связано с амплитудно-частотной и фазочастотной характеристиками от временной частоты по дальности и азимуту.

Двухкоординатная ФПМ в РСА с учётом независимости спектров по координатам азимута и дальности определяется произведением

$$T(v_x, v_y) = T(v_x)T(v_y).$$

Выражение (3) позволяет учитывать влияние на информационную ёмкость различных факторов, в том числе особенностей изображения при некогерентном накоплении кадров.

При некогерентном накоплении прежде всего улучшается отношение сигнал – шум. Однако более важным фактором является снижение влияния спекл-шума и приближение статистического распределения интенсивности сигнала к гауссовскому. В результате увеличивается максимальная пространственная частота. Совокупность этих факторов приводит к улучшению пространственного разрешения РСА.

Модель функции передачи модуляции РСА зависит от степени когерентности (*Занин К.А. и др., 2024*), зависящей от количества суммируемых кадров:

$$s = 1 - 1/N_k.$$

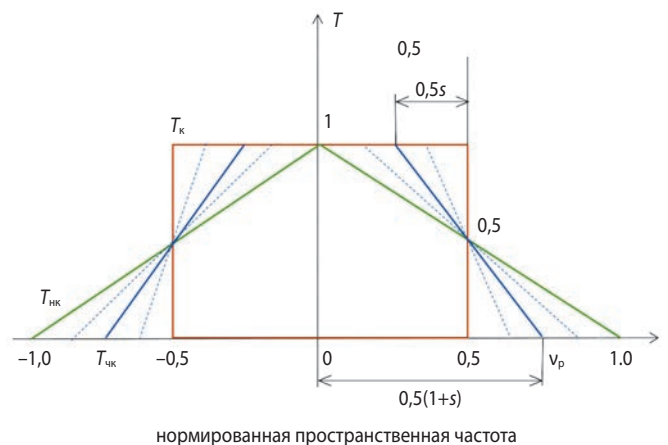
Для частично-когерентной системы  $0 < s < 1$  при отсутствии фазовых и амплитудных ошибок ФПМ имеет вид трапеции (рисунок 1):

$$\begin{aligned} T(v) &= 1, \text{ если } |v| \leq s; \\ T(v) &= s^{-1}(1-v), \text{ если } 0,5(1-s) \leq |v| \leq 0,5(1+s); \\ T(v) &= 0, \text{ если } |v| \geq 0,5(1+s). \end{aligned} \quad (4)$$

Учитывая, что функция (4) состоит из двух участков, интеграл (3) также можно разбить на две части:

$$I = (1-s)I_k + sI_{\text{нк}},$$

где  $I_k$  – когерентная часть;  $I_{\text{нк}}$  – некогерентная часть.



- $T_k$  – когерентная система (для  $s=0$ );
- $T_{\text{чк}}$  – частично-когерентная система (для  $s>0$ );
- $T_{\text{нк}}$  – некогерентная система (для  $s=1$ ).

**рисунок 1.** Функция передачи модуляции (частотно-контрастная характеристика) РСА с некогерентным накоплением

Интегрируя (3) и учитывая, что слагаемые обратные квадрату отношения сигнал – шум  $q^{-2}$  малы, получаем выражение:

$$I = k_s B_x B_y \log_2 M, \quad (5)$$

где  $k_s = 0,25(1+s)$  – коэффициент эмерджентности (потерь информации);

$s = 1 - 1/N_k$  – коэффициент некогерентности Рождественского (Хопкинса);

$M = 1 + N_k^{0,5} q_0$  – количество разрешаемых градаций сигнала;

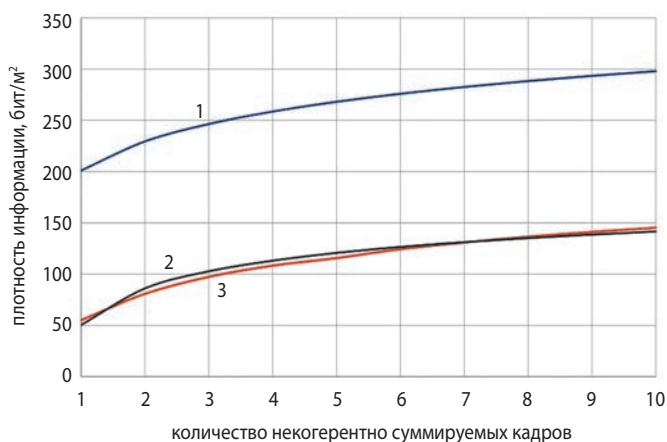
$N_k$  – количество кадров некогерентного накопления;

$q_0$  – отношение сигнал – шум на нулевой пространственной частоте в одном изображении (без накопления).

На рисунке 2 показана оценка плотности информации РЛИ Capella Acadia по критерию RGIQE и предложенному усовершенствованному критерию.

За счёт некогерентного накопления система наблюдения приобретает новые свойства и её качество улучшается. В выражении (5) коэффициент информационных потерь отражает фактор ухудшения разрешения в результате взаимного влияния элементов (интерференции). Множитель  $(1+s)$  характеризует улучшение разрешения и  $N_k^{0,5}$  увеличение разрешаемых градаций интенсивности сигнала при некогерентном суммировании кадров.

На одиночном РЛИ в результате интерференции разрешающая способность ухудшается в два раза по каждой координате относительно ширины импульсной характеристики и  $k_s = 0,25$ . При некогерентном суммировании большого количества кадров  $k_s \rightarrow 0,5$ .



- 1 – критерий RGIQE;  
 2 – модифицированный критерий (приближённая оценка);  
 3 – модифицированный критерий (численная оценка).

**рисунок 2.** Оценка плотности информации РЛИ Capella Acadia

Таким образом, например, при суммировании девяти кадров РЛИ информационная ёмкость кадра улучшается в 2,8 раза, из них в 1,8 раз за счёт улучшения пространственного разрешения и в 1,5 раза за счёт увеличения отношения сигнал – шум.

В выражении (5) не учитывается коэффициент уменьшения информативности в результате действия амплитудных и фазовых aberrаций. Представленная модель функции передачи модуляции позволяет учесть неравномерность амплитудной и фазочастотной характеристик, применение оконных функций (Хэмминга, Кайзера и др.) погрешности синтеза РЛИ и другие факторы, ухудшающие разрешающую способность. Уточнение влияния этих факторов планируется провести в дальнейших исследованиях.

Коэффициент потерь информации характеризует уровень системного качества информационного тракта РСА. С точки зрения системной теории информации он является аналогом коэффициента эмерджентности Харкевича (Харкевич А.А., 1973).

Коэффициент эмерджентности Харкевича учитывает уровень системной организации или детерминированности системы и меняется от 0 до 1. Аналогом иерархических уровней управления является количество некогерентно накапливаемых кадров. Взаимное влияние элементов разрешения определяется коэффициентом некогерентности Рождественского (Хопкинса).

### 3. Сравнение плотности информации в оптико-электронных и радиолокационных зарубежных космических системах наблюдения

Заявляется, что современные космические радиолокационные системы наблюдения (КС РЛН) не уступают или превосходят по плотности информации оптико-электронные (КС ОЭН). Разработанный усовершенствованный критерий (5) позволяет сравнить плотность информации как радиолокационных, так и оптико-электронных систем наблюдения (таблица 2).

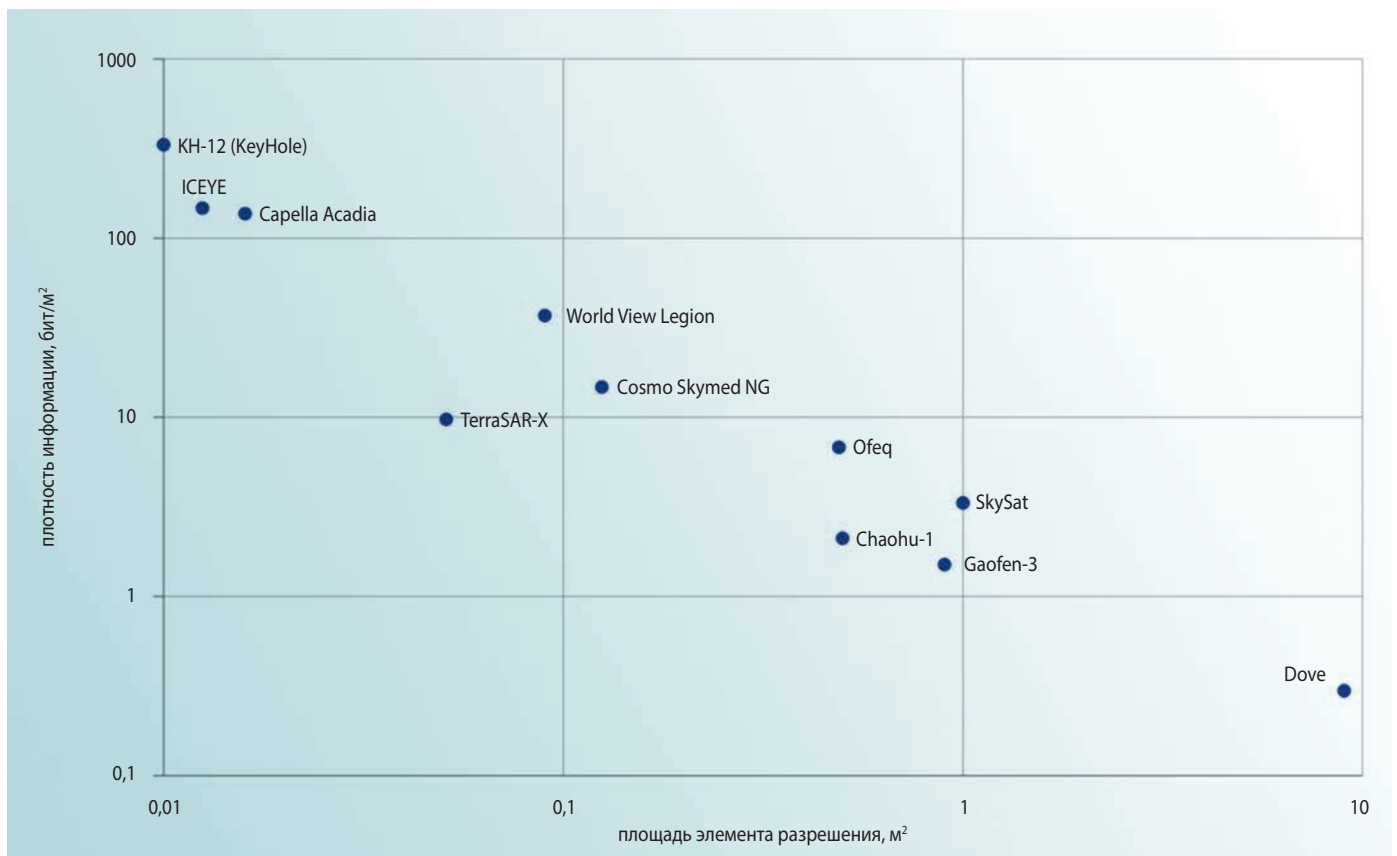
Действительно, современные КС РЛН с возможностью некогерентного накопления превосходят большинство существующих КС ОЭН (рисунок 3). Однако с большим отрывом лидирует крупногабаритная оптико-электронная система KeyHole (Клименко Н.Н., Занин К.А., 2024), которая обеспечивает потенциальную плотность информации до 330 бит/м².

Системы предыдущего поколения типа TerraSAR-X уступают оптико-электронным. Тем не менее они предоставляют пользователям возможность получения информации путём интерферометрии и когерентного детектирования, отсутствующие в КС ОЭН.

# МОДИФИЦИРОВАННЫЙ КРИТЕРИЙ КЛАССИФИКАЦИИ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ НАБЛЮДЕНИЯ ПО ПЛОТНОСТИ ИНФОРМАЦИИ В ИЗОБРАЖЕНИЯХ

**таблица 2** – Оценка плотности информации для современных космических систем наблюдения

название	разрешающая способность (проекция пикселя), м		отношение сигнал – шум	коэффициент эмерджентности	оценка плотности информации, бит/м <sup>2</sup>	
					RGIQE	уточнённый критерий (5)
Capella Acadia	0,05	0,32	25	0,47	270	137
ICEYE	0,05	0,25	16	0,42	326	147
TerraSAR-X, PAZ	0,3	0,17	3,2	0,25	39	9,5
Cosmo SkyMed NG	0,25	0,50	165	0,25	59	14,8
Gaofen-3	1,0	0,90	42	0,25	6	1,5
Tianxian 17, 18 (Chaohu-1)	1,0	0,50	18	0,25	8,3	2,1
World View Legion	0,30	0,30	>100	0,5	74	37
Ofeq	0,7	0,7	>100	0,5	13,5	6,8
Key-Hole	0,10	0,10	>100	0,5	665	332
SkySat	1,0	1,0	100	0,5	6,7	3,3
Dove	3	3	40	0,5	0,6	0,3



**рисунок 3.** Зависимость плотности информации от площади проекции элемента разрешения

## заключение

В статье рассмотрен новый зарубежный числовой критерий RGIQE – радиолокационное генерализированное информационное уравнение качества. Для оценки количества информации в нём впервые для РСА применяется понятие предельной пространственной частоты. Такое определение информационной ёмкости приближает сравнение РСА к ОЭК,

где так же широко применяется аналогичное уравнение Шеннона – Хартли.

В критерии RGIQE предельная пространственная частота определена шириной импульсной характеристики по пространственной координате азимута и дальности. Считается, что в заданной полосе частот коэффициент пропускания постоянный и равен единице.

В отечественных и зарубежных работах отмечается, что коэффициент пропускания пространственных частот когерентных и частично когерентных изображений не является постоянным. Известно, что в результате интерференции возникает спекл-шум, который ухудшает пространственное разрешение в полтора-два раза.

Проведённый анализ показал, что в случае полной когерентности для одиночного РЛИ оценка информационной ёмкости по критерию RGIQE завышена в четыре раза, а при некогерентном накоплении кадров в два-три раза.

Предлагается новый модифицированный критерий оценки плотности информации, который учитывает модель зависимости коэффициента пропускания от пространственной частоты и количества некогерентно накапливаемых кадров. Разработанный критерий представлен в форме простого аналитического выражения. Он позволяет корректно классифицировать радиолокационные и оптико-электронные системы наблюдения по плотности информации в изображении.

В рамках системной теории информации получено обобщение формулы Шеннона – Хартли с учётом коэффициента эмерджентности Харкевича для случая радиолокационного и оптического изображения с различным коэффициентом некогерентности Рождественского (Хопкинса).

## список литературы

*Бачманов М.М., Исков Д.А.* Решение задачи оценивания детальности радиолокационного изображения объектов, расположенных на земной поверхности // Космонавтика и ракетостроение. 2017. № 2. С. 117-125.

*Занин К.А.* Методические аспекты оценки пространственного разрешения радиолокационных изображений с учетом качества информационного тракта // Космонавтика и ракетостроение. 2022. № 1. С. 32-47.

*Занин К.А., Москатиньев И.В., Демидов А.Ю.* Анализ возможностей нового класса космических аппаратов – видеорадиолокаторов с синтезированием апертуры. Часть 2 // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 2. С. 32-37.

*Клименко Н.Н., Занин К.А.* Космические системы оптико-электронного наблюдения между прошлым и будущим. Часть 2. Анализ возможностей современной орбитальной группировки зарубежных военных КА оптико-электронного наблюдения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 2. С. 69-83.

*Клименко Н.Н., Занин К.А.* Методы и алгоритмы обработки радиолокационной информации в режиме обнаружения движущихся объектов. Часть 2.

Комбинированные методы и алгоритмы обработки и анализа радиолокационной информации в режиме обнаружения движущихся объектов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2025. № 3. С. 3-9.

*Москатиньев И.В., Занин К.А.* Предложения по методу оценки эффективности модернизации космических систем дистанционного зондирования Земли на основе обобщенного показателя // Математические методы в технике и технологиях. 2015. № 10. С. 136-139.

*Фризер Х.* Фотографическая регистрация информации. М.: Мир, 1978. 670 с.

*Харкевич А.А.* Избранные труды в 3-х томах. Т. 3. Теория информации. Опознавание образов. М.: Наука, 1973. 400 с.

*Шеннон К.* Работы по теории информации и кибернетики. М.: Иностранная литература, 1963. 824 с.

*Эпентосский В.Б., Хиль С.Ш., Пестун У.А.* Сравнение космических систем и комплексов дистанционного зондирования Земли с использованием показателя «относительная стоимость съемки одного квадратного километра» // Сборник материалов III Всероссийской научно-практической конференции «Технологии получения и обработки информации о динамических системах и объектах». М.: ОКБ МЭИ, 2023. 611 с.

*Capella Space Repeat-Pass InSAR Demonstration current status* // URL: [finge2023.esa.int/presentation-257](https://finge2023.esa.int/presentation-257) (дата обращения: 21.01.2025).

*CRSRA SAR Benchmarking* // URL: [www.nesdis.noaa.gov](http://www.nesdis.noaa.gov) (дата обращения: 21.01.2025).

*Imaging collection characteristics* // URL: [sar.iceye.com](http://sar.iceye.com) (дата обращения: 21.01.2025).

*Koren N.* Measuring camera Shannon Information Capacity with a Siemens Star Image // IS&T International Symposium on Electronic Imaging 2020 Image Quality and System Performance. 2020. P. 347-2; 347-9.

*Object Detection Using an Ideal Observer Model* // URL: [https://www.researchgate.net/publication/346265757\\_Object\\_Detection\\_Using\\_an\\_Ideal\\_Observer\\_Model](https://www.researchgate.net/publication/346265757_Object_Detection_Using_an_Ideal_Observer_Model) (дата обращения: 21.01.2025).

*SAR Tiering Metric RGIQE* // URL: [www.space.commerce.gov](http://www.space.commerce.gov) (дата обращения: 21.01.2025).

*Sozzi M., Kayad A., Gobbo S., Cogato A. et al.* Economic Comparison of Satellite, Plane and UAV-Acquired NDVI Images for Site-Specific Nitrogen Application: Observations from Italy // Agronomy. 2021. 11. 2098 // URL: [www.mdpi.com/journal/agronomy](http://www.mdpi.com/journal/agronomy) (дата обращения: 21.01.2025).

*Статья поступила в редакцию 26.01.2026*

*Статья после доработки 12.02.2026*

*Статья принята к публикации 13.02.2026*

## МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАБЛЮДЕНИЯ, УЧИТЫВАЮЩАЯ ХАРАКТЕР РАБОТЫ БОРТОВЫХ СИСТЕМ

## FUNCTIONAL MODEL OF AN OBSERVATION SPACECRAFT IN LIGHT OF THE ONBOARD SYSTEMS OPERATION

**А.В. Кульвиц<sup>1</sup>,**  
доцент, доктор технических наук,  
vka@mil.ru;  
A.V. Kulvits

**В.Ю. Ключников<sup>2</sup>,**  
доктор технических наук,  
klyushnikovvy@tsniimash.ru;  
V.Y. Klyushnikov

**М.М. Полуян<sup>1</sup>,**  
доцент, кандидат технических наук,  
vka@mil.ru;  
M.M. Poluyan

**Е.А. Михеев<sup>1</sup>,**  
адъюнкт, vka@mil.ru;  
E.A. Mikheev

**Г.А. Матвеев<sup>1</sup>,**  
адъюнкт, vka@mil.ru;  
G.A. Matveev

*В статье представлена модель функционирования космического аппарата наблюдения с учётом взаимодействия бортовых систем. Новизна подхода заключается в определении рабочих состояний и моделировании теплового режима с учётом ограничения по скорости изменения внутреннего тепловыделения в условиях ограниченной информации о параметрах бортовых систем. Предложенная модель позволяет рассчитывать количественную оценку результативности выполнения целевых задач дистанционного зондирования Земли. Актуальность исследования определяется необходимостью повышения достоверности прогнозирования функционирования существующих космических аппаратов наблюдения в предотказном состоянии в условиях неполноты информации. Практическая значимость модели отражена в возможности её применения для поддержки принятия решений при анализе космических аппаратов наблюдения с целью определения и прогнозирования предотказного состояния.*

*Ключевые слова:*  
модель функционирования;  
космический аппарат наблюдения;  
рабочее состояние;  
оценки параметров бортовых систем;  
бортовая аппаратура.

*The article presents a functional model of an observation spacecraft in light of the interaction of on-board systems. The novelty of the approach lies in determining the operating conditions and modeling the thermal regime, taking into account the limitation on the rate of change of internal heat generation in conditions of limited information about the parameters of on-board systems. The proposed model is capable of quantitative assessment of efficiency of the Earth remote sensing target tasks implementation. The urgency of the study is determined by the need to increase the forecasting reliability of existing observation spacecraft functioning in a pre-failure conditions considering the incomplete information. The practical relevancy of the model is in its application possibility for decision-making during the observation spacecraft analysis aimed at determination and prediction of the pre-failure condition.*

*Keywords:*  
functional model;  
observation spacecraft;  
operative condition;  
on-board system parameter estimates;  
on-board equipment.

DOI: 10.26162/LS.2026.71.1.005

<sup>1</sup> Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Россия, г. Санкт-Петербург.  
Military-Space Academy named after A.F. Mozhayskiy, Russia, Saint-Petersburg.

<sup>2</sup> АО «ЦНИИмаш», Россия, Московская область, г. Королев.  
JSC «TsNIIMash», Russia, Moscow region, Korolev.

## Введение

Космические аппараты наблюдения (КАН) играют ключевую роль в решении задач дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), научных исследований, обеспечения безопасности и контроля природных явлений. Эффективность выполнения ими задач зависит от функционирования бортовых систем (БС): целевой системы (ЦС), системы электроснабжения (СЭС), системы управления движением (СУД), системы обеспечения теплового режима (СОТР). Каждая из систем выполняет критически важные функции, обеспечивая функционирование КАН в условиях космического пространства. Под рабочим состоянием КАН понимается состояние, в котором он выполняет хотя бы одну требуемую функцию. При решении задач ДЗЗ для КАН выполняется ограниченное множество типовых функций, соответствующих рабочим состояниям, к которым следует относить съёмку района наблюдения (целевое применение), передачу данных (сеанс связи), поддержание или изменение условий съёмки (коррекция орбиты), ожидание команд и условий для выполнения задач (дежурный режим), неориентируемый полёт при прекращении эксплуатации (аварийный режим). В исследовании рассматриваются получившие широкое применение на сегодняшний день космические аппараты наблюдения высокого разрешения в видимом диапазоне.

Несмотря на существующие исследования (*Zandbergen V.T.C., 2020*), посвящённые моделированию и статистическим оценкам параметров отдельных систем различного типа КАН, вопросы имитационного моделирования в условиях отсутствия полноты информации по эксплуатационным и проектным параметрам КАН с учётом взаимодействия всех бортовых систем в различных рабочих состояниях остаются недостаточно разработанными. Современные подходы зачастую требуют знания всех проектных и эксплуатационных параметров КАН (*Куренков В.И., Салмин В.В., Абрамов Б.А., 2007*), что при их неполноте ограничивает возможности определения предотказного состояния.

Таким образом, в настоящее время актуальной задачей является разработка имитационной модели функционирования КАН с учётом взаимодействия всех бортовых систем в рабочих состояниях и реализуемой в условиях отсутствия множества параметров БС КАН с целью их оценивания.

## 1. Постановка задачи исследования

Моделирование функционирования КАН, учитывающее характер работы бортовых систем в рабочем состоянии, заключается в следующем.

Для заданных исходных данных:

1. Проектные параметры и оскулирующие элементы орбиты КАН:

$$Y = \langle q^{ka}(t), T_{сac}^{ka}, J_{ин}^{ka}, \eta_{тепл}, E_{AB}^0, t_{запуска}^{ka}, d_{обз}^{ka}, N_{ср}^{ka}, N_{пик}^{ka}, S_{сб}^{ka} \rangle,$$

где  $q^{ka}(t) = \langle a(t), e(t), i(t), \Omega(t), \omega(t), \vartheta(t) \rangle$  – оскулирующие элементы орбиты КАН (в зависимости от времени функционирования:  $a$  – большая полуось;  $e$  – эксцентриситет;  $i$  – наклонение орбиты КА;  $\Omega$  – долгота восходящего узла;  $\omega$  – аргумент перицентра;  $\vartheta$  – истинная аномалия);  $T_{сac}^{ka}$  – срок активного существования КАН;  $J_{ин}^{ka} = \{J_x^{ka}, J_y^{ka}, J_z^{ka}\}$  – моменты инерции КАН;  $\eta_{тепл}$  – коэффициент полезного действия (КПД) бортовой аппаратуры (БА);  $E_{AB}^0$  – проектная ёмкость аккумуляторной батареи КАН;  $t_{запуска}^{ka}$  – время запуска КАН;  $d_{обз}^{ka}$  – ширина полосы обзора КАН;  $N_{ср}^{ka}, N_{пик}^{ka}, S_{сб}^{ka}$  – в зависимости от имеющейся информации средняя потребляемая мощность КАН, пиковая потребляемая мощность КАН, площадь панелей солнечных батарей (СБ) соответственно.

2. Целевая задача КАН, заключающаяся в наблюдении заданного района (районов):

$$I = \langle \lambda_{p-на}^{\min}, \varphi_{p-на}^{\min}, \lambda_{p-на}^{\max}, \varphi_{p-на}^{\max} \rangle,$$

где  $\lambda_{p-на}^{\min}, \lambda_{p-на}^{\max}$  – долготы границ района наблюдения;  $\varphi_{p-на}^{\min}, \varphi_{p-на}^{\max}$  – широты границ района наблюдения.

3. Интервал моделирования:

$$t_{мод} = \langle t_{мод}^H, t_{мод}^K, \Delta t_{мод} \rangle,$$

где  $t_{мод}^H$  – время начала моделирования;  $t_{мод}^K$  – время окончания моделирования;  $\Delta t_{мод}$  – шаг моделирования.

На интервале времени  $t_{мод}$  по проектным параметрам КАН  $Y$  при решении целевой задачи  $I$  необходимо определить прогнозируемые оценки параметров БС и производительности съёмки как показателя эффективности при функционировании КАН. В формализованном виде поставленная задача представляет собой следующее отображение  $f_{мод}$ :

$$f_{мод}: Y \times I \xrightarrow{t_{мод}, \Xi} \tilde{V}_{съёмки}, \langle \tilde{D}_{цс}(t, \Xi, I), \tilde{D}_{сэс}(t, \Xi, I), \tilde{D}_{суд}(t, \Xi, I), \tilde{D}_{сотр}(t, \Xi, I) \rangle \times \langle \theta_j, \tau_j \rangle,$$

где  $\Xi = \{ \xi_u | u = (\overline{1}, \gamma) \}$  – внешние факторы, характеризующие функционирование КАН;  $\langle \theta_j, \tau_j \rangle$  – реализация рабочих состояний КАН ( $\theta_j$  –  $j$ -е рабочее состояние КАН;  $\tau_j$  – длительность  $j$ -го рабочего состояния КАН);  $\tilde{D}_{цс}$  – оценки параметров целевой системы;  $\tilde{D}_{сэс}$  – оценки параметров системы электроснабжения;  $\tilde{D}_{суд}$  – оценки параметров системы управления движением;  $\tilde{D}_{сотр}$  – оценки параметров системы обеспечения теплового режима.

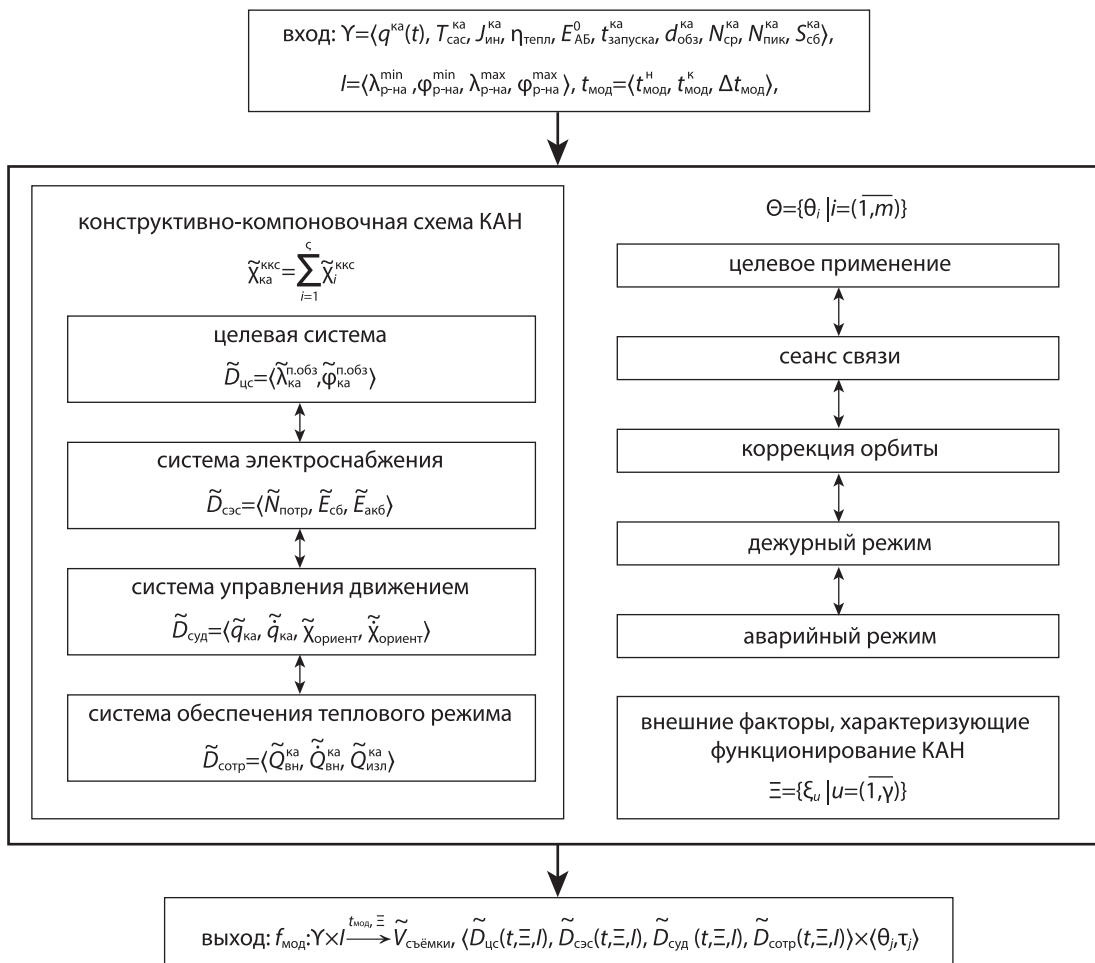
**2. Структура модели функционирования космического аппарата наблюдения, учитывающая характер работы бортовых систем**

Традиционно, структура КАН как сложной технической системы представляет собой совокупность взаимосвязанных БС (Никольский В.В. и др., 2017). Такой подход позволяет анализировать параметры БС с учётом предъявляемых требований и условий функционирования. В частности, при проектировании КАН выделяются определённые в исследовании рабочие состояния, характерные для задач ДЗЗ. В свою очередь, характер работы БС, соответствующий каждому из рабочих состояний, детерминирован в пределах, учитывающих начальные условия выдаваемого управляющего воздействия и внешние факторы, характеризующие функционирование КАН. Таким образом, при моделировании в условиях неполноты информации целесообразно рассматривать изменение оценок параметров БС в пределах, характеризующих рабочее состояние КАН. Структура модели функционирования КАН приведена на рисунке 1 и состоит из следующих блоков:

1. Блок ввода исходных данных.
2. Блок расчёта оценок параметров БС и производительности КАН.
3. Блок вывода изменения оценок параметров БС и производительности КАН при функционировании.

**3. Моделирование работы бортовых систем при функционировании космического аппарата наблюдения**

Функционирование БС формируется, исходя из управляющего воздействия и возможностей на реализацию рабочего состояния, определение которого осуществляется по заданным критериям в следующем порядке: при выработке задач ДЗЗ первичным является целевое применение  $\theta_{цп}$ , которое для КАН в видимом диапазоне, в первую очередь, характеризуется выдачей задания на съёмку определённого объекта (района)  $I \in \langle \tilde{\lambda}_{ка}^{п.обз}, \tilde{\varphi}_{ка}^{п.обз} \rangle$  и условиями освещённости района наблюдения, где высота Солнца над горизонтом для ЦС задаётся, как правило, разработчиками бортовой аппаратуры и является ограничением по качеству получаемых данных, формируя оптимальные условия ДЗЗ  $15^\circ \leq \varepsilon_i^{sun} \leq 50^\circ$  (Виноградов Д.Ю., Давыдов Е.А., 2017; Киенко Ю.П., 1999).



**рисунк 1.** Структурная схема модели функционирования космического аппарата наблюдения

Полученные данные в процессе сеанса связи  $\theta_{cc}$  необходимо передать на пункт приёма информации (ППИ) с учётом местоположения КАН  $(\lambda_{ка}, \varphi_{ка}) \in \langle \lambda_{ппи}, \varphi_{ппи} \rangle$  и ограничений на его угол места при передаче данных  $\varepsilon_{ппи}^{ка} \geq 5^\circ \dots 10^\circ$  (Власов С.А., Кульвиц А.В., Скрипников А.Н., 2021) с целью дальнейшей обработки и анализа. По завершению сеанса связи рассматривается допущение осуществления коррекции орбиты  $\theta_{кор}$  для обеспечения требуемых условий ДЗЗ, реализованное в модели изменением, как правило, большой полуоси  $\Delta a_{треб} \geq 5 \dots 10$  км при ограничениях по её требуемому значению  $\Delta a < \Delta a_{треб}$ , началу коррекции орбиты, учитывающему результаты предыдущего целевого применения  $\theta_{цп} \wedge \theta_{cc}$ , и баллистическому существованию КАН, соответствующему суммарному времени проведения коррекций  $\tau_{кор} \leq 0,15 T_{сас}$  (Ходненко В.П., Хромов А.В., 2011). Аварийный режим  $\theta_{ар}$  реализуется в крайнем случае при ограничениях по баллистическому существованию  $\tau_{кор} > 0,15 T_{сас}$  и энергобалансу  $E_{АБ} \leq 0,6 E_{АБ}^0$  (Brown S., Ogawa K., Kumeuchi Y. et al., 2008). Дежурный режим  $\theta_{др}$  осуществляется в случае отсутствия условий и ограничений других рабочих состояний  $\neg \theta_{цп} \wedge \neg \theta_{cc} \wedge \neg \theta_{кор} \wedge \neg \theta_{ар}$ .

Таким образом, сформированы внешние факторы, характеризующие функционирование КАН  $\Xi = \langle \varepsilon_I^{sum}, \lambda_{ппи}, \varphi_{ппи} \rangle$  и рабочие состояния  $\Theta = \langle \theta_{цп}, \theta_{cc}, \theta_{кор}, \theta_{ар}, \theta_{др} \rangle$ . Процесс определения рабочих состояний КАН формализуется в виде логических предикатов, устанавливающих соответствие текущих факторов функционирования заданным ограничениям в виде следующих соотношений:

$$\left. \begin{array}{l} 15^\circ \leq \varepsilon_I^{sum} \leq 50^\circ \\ I \in \langle \tilde{\lambda}_{ка}^{п.обз}, \tilde{\varphi}_{ка}^{п.обз} \rangle \end{array} \right\} \Rightarrow \theta_{цп},$$

$$\left. \begin{array}{l} \varepsilon_{ппи}^{ка} \geq 5^\circ \dots 10^\circ \\ \langle \lambda_{ка}, \varphi_{ка} \rangle \in \langle \lambda_{ппи}, \varphi_{ппи} \rangle \end{array} \right\} \Rightarrow \theta_{cc},$$

$$\left. \begin{array}{l} \tau_{кор} \leq 0,15 T_{сас} \\ \theta_{цп} \wedge \theta_{cc} \\ \Delta a < \Delta a_{треб} \end{array} \right\} \Rightarrow \theta_{кор},$$

$$\left. \begin{array}{l} \tau_{кор} > 0,15 T_{сас} \\ E_{АБ} \leq 0,6 E_{АБ}^0 \end{array} \right\} \Rightarrow \theta_{ар},$$

$$\neg \theta_{цп} \wedge \neg \theta_{cc} \wedge \neg \theta_{кор} \wedge \neg \theta_{ар} \Rightarrow \theta_{др}.$$

В соответствии с рассматриваемым типовым функционированием КАН выполнено моделирование работы БС с учётом их взаимодействия в различных рабочих состояниях.

За обеспечение необходимых параметров движения как центра масс, так и относительно центра масс

КАН отвечает СУД. Движение центра масс КАН моделируется согласно основному уравнению движения с учётом действия возмущений (Власов С.А., Кульвиц А.В., Скрипников А.Н., 2021):

$$\ddot{\vec{r}}_{кан} = -\frac{\mu \vec{r}_{кан}}{r_{кан}^3} + \vec{j}_{возм},$$

где  $\vec{j}_{возм}$  – возмущающее ускорение;  $\vec{r}_{кан}$  – радиус-вектор КАН;  $\mu = 398600,44$  км<sup>3</sup>/с<sup>2</sup> – гравитационная постоянная Земли.

С целью моделирования условий освещённости района съёмки рассчитывается положение Солнца относительно подспутниковой точки КАН в соответствии с формулой:

$$\varepsilon_I^{sum} = \arcsin \left( \frac{(\vec{r}_Г^{sum} - \vec{r}_Г^{п.т.кан}) \vec{r}_Г^{п.т.кан}}{\|\vec{r}_Г^{sum} - \vec{r}_Г^{п.т.кан}\| \|\vec{r}_Г^{п.т.кан}\|} \right),$$

где  $\vec{r}_Г^{sum}$  – радиус-вектор Солнца в гринвичской системе координат (ГСК);  $\vec{r}_Г^{п.т.кан}$  – радиус-вектор подспутниковой точки КАН в ГСК.

Для определения взаимного положения КАН и ППИ осуществляется переход в топоцентрическую систему координат относительно местоположения всех ППИ и проверяется выполнение условия по углу места КАН для сеанса связи согласно выражению:

$$\frac{y_T}{\sqrt{x_T^2 + y_T^2}} \geq \tan \varepsilon_{ппи}^{ка},$$

где  $x_T, y_T$  – топоцентрические координаты КАН.

Движение КАН относительно центра масс моделируется в орбитальной системе координат (ОСК), где ось  $x_{оск}$ , как правило, направлена в надири при типовом применении ЦС, ось  $y_{оск}$  направлена по вектору скорости КАН, ось  $z_{оск}$  дополняет систему до правой тройки векторов. Для каждого рабочего состояния задаются целевые углы ориентации  $\chi_{ориент}^п = \langle \varphi_{крена}^п, \theta_{тангажа}^п, \psi_{рысканья}^п \rangle$ , оценки угловой скорости  $\tilde{\omega}_{ориент} = \langle \tilde{\omega}_x, \tilde{\omega}_y, \tilde{\omega}_z \rangle$  и углового ускорения  $\tilde{\ddot{\omega}}_{ориент} = \langle \tilde{\ddot{\omega}}_x, \tilde{\ddot{\omega}}_y, \tilde{\ddot{\omega}}_z \rangle$ . При целевом применении характерно периодическое переадресирование оптической системы с учётом максимального отклонения по углу тангажа  $\theta_{тангажа}^{п\_макс} = 45^\circ$  и рысканья  $\psi_{рысканья}^{п\_макс} = 50^\circ$  (Клименко Н.Н., Занин К.А., 2024). Для сеанса связи поддерживается постоянная ориентация антенны по оси  $x_{оск}$  на ППИ. Коррекция орбиты зачастую осуществляется при соответствующей ориентации корректирующей двигательной установкой КАН по требуемому вектору выдаваемого импульса, заданной при моделировании целевым углом рысканья  $\psi_{рысканья}^п = 90^\circ$  (Назаров А.Е., 2024). При этом стоит отметить, что в современных КАН для выполнения длительных и точных манёвров всё чаще применяются электроракетные двигательные установки (ЭРДУ). Аварийный режим характеризуется неконтролируемым вращением по трём осям

## МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАБЛЮДЕНИЯ, УЧИТЫВАЮЩАЯ ХАРАКТЕР РАБОТЫ БОРТОВЫХ СИСТЕМ

с постоянными угловыми скоростями. Для дежурного режима на освещённых участках орбиты задаётся ориентация КАН нормалью панелей СБ по вектору солнечного излучения. Вектор управляющего момента КАН  $M_{упр}^{\Sigma}$  в общем виде определяется уравнением Эйлера:

$$M_{упр}^{\Sigma} = \hat{J}_T^{ка} \tilde{\omega}_{ориент} + (\hat{J}_T^{ка} \tilde{\omega}_{ориент}) \times \tilde{\omega}_{ориент},$$

где  $\hat{J}_T^{ка}$  – тензор инерции.

Управление КАН реализуется согласно пропорционально-дифференциальному закону, позволяющему регулировать как отклонение оценок фактической ориентации от целевой, так и оценку угловой скорости:

$$\tilde{\chi}_{ориент} = \chi_{ориент}^ц - \frac{M_{упр}^{\Sigma} + K_d \tilde{\omega}_{ориент}}{K_p},$$

где  $\chi_{ориент}$  – углы фактической ориентации КАН;  $K_p$  – коэффициент пропорциональной составляющей;  $K_d$  – коэффициент дифференциальной составляющей.

Для СЭС при моделировании определяется оценка потребляемой мощности в процессе функционирования КАН в соответствии с выражением:

$$\tilde{N}_{потр}(t, \Xi, I) = \tilde{N}_{щп}^{БА}(t, \Xi, I) + \tilde{N}_{кор}^{БА}(t, \Xi, I) + \tilde{N}_{сс}^{БА}(t, \Xi, I) + \tilde{N}_{др}^{БА}(t, \Xi, I) + \tilde{N}_{ар}^{БА}(t, \Xi, I),$$

где  $\tilde{N}_{щп}^{БА}$  – потребляемая мощность бортовой аппаратурой при целевом применении;  $\tilde{N}_{кор}^{БА}$  – потребляемая мощность бортовой аппаратурой при коррекции орбиты;  $\tilde{N}_{сс}^{БА}$  – потребляемая мощность бортовой аппаратурой при сеансе связи;  $\tilde{N}_{др}^{БА}$  – потребляемая мощность бортовой аппаратурой в дежурном режиме;  $\tilde{N}_{ар}^{БА}$  – потребляемая мощность бортовой аппаратурой в аварийном режиме.

Необходимо отметить, что с учётом ограничений по полноте информации о функционировании КАН оценивание потребляемой мощности требует формирования зависимостей следующего вида:

$$\tilde{\zeta}_{i,v} = \frac{\tilde{N}_i^{БА}}{N_v^{нор}},$$

где  $\tilde{N}_i^{БА}$  – энергопотребление в рабочих состояниях, принимающее одно из значений

$\tilde{N}_{щп}^{БА}$ ,  $\tilde{N}_{кор}^{БА}$ ,  $\tilde{N}_{сс}^{БА}$ ,  $\tilde{N}_{др}^{БА}$ ,  $\tilde{N}_{ар}^{БА}$ ;  $N_v^{нор}$  – нормирующая мощность, принимающая одно из характерных значений минимальной  $N_{др}^{БА}$ , средней  $N_{ср}^{ка}$ , пиковой  $N_{пик}^{ка}$  или генерируемой СБ  $N_{сб}^{ка}$  мощности КАН.

В качестве статистических характеристик приняты:  $M$  – мода, характеризующая максимум функции плотности вероятности;  $[\tilde{\zeta}_{i,v}^{\min}; \tilde{\zeta}_{i,v}^{\max}]$  – интервал максимальной плотности, характеризующий наименьший диапазон значений с наибольшей плотностью вероятности и содержащий заданную долю вероятностного распределения (Хей Дж. Д., 1987).

Таким образом, на основе анализа статистических данных по КА аналогам, отечественных (Никольский В.В. и др., 2017) и зарубежных проектных закономерностей энергопотребления БС (Zandbergen B.T.C., 2020; Karsansky A., 2017) были сформированы соответствующие зависимости, представленные в таблице.

Полученные результаты позволяют определить соответствующий диапазон изменения потребляемой мощности в рабочем состоянии КАН  $[\tilde{N}_i^{\min}; \tilde{N}_i^{\max}] = [\tilde{\zeta}_{i,v}^{\min}; \tilde{\zeta}_{i,v}^{\max}] N_v^{нор}$ , предназначенный для учёта неопределённости энергопотребления БА в рамках функции с детерминированной и стохастической частью:

**таблица** – Оценки зависимостей потребляемой мощности в рабочих состояниях КАН

мода $M$ , интервалы максимальной плотности зависимостей потребляемой мощности КАН $[\tilde{\zeta}_{i,v}^{\min}; \tilde{\zeta}_{i,v}^{\max}]$ в типовых рабочих состояниях				
потребляемая мощность в рабочих состояниях КАН	относительно $N_{др}^{БА}$	относительно $N_{сб}^{ка}$	относительно $N_{пик}^{ка}$	относительно $N_{ср}^{ка}$
$\tilde{N}_{щп}^{БА}$	[2,4; 6,7]; $M=4$	[0,17; 0,45]; $M=0,3$	[0,35; 0,62]; $M=0,47$	[1,2; 2,6]; $M=1,74$
$\tilde{N}_{сс}^{БА}$	[1,8; 4,0]; $M=2,7$	[0,1; 0,36]; $M=0,19$	[0,24; 0,49]; $M=0,34$	[1,04; 1,91]; $M=1,41$
$\tilde{N}_{др}^{БА}$	[1,0; 2,1]; $M=1,24$	[0,07; 0,15]; $M=0,1$	[0,12; 0,24]; $M=0,17$	[0,48; 0,96]; $M=0,7$
$\tilde{N}_{кор}^{БА}$	[1,5; 9,3] ([4,0; 9,3]; $M=6,15$ – для ЭРДУ)	[0,15; 0,8] ([0,4; 0,8]; $M=0,56$ – для ЭРДУ)	[0,15; 0,99] ( $M=0,99$ – для ЭРДУ)	[1,15; 4,2] ([2,7; 4,2]; $M=3,4$ – для ЭРДУ)
$\tilde{N}_{ар}^{БА}$	[0; 0,4]	[0; 0,1]	[0; 0,19]	[0; 0,5]

Примечание – 30% запас мощности при выполнении функций КАН.

$$\tilde{N}_i^{BA}(t) = \frac{\tilde{N}_i^{\max} + \tilde{N}_i^{\min}}{2} + \frac{\tilde{N}_i^{\max} - \tilde{N}_i^{\min}}{2} \cdot \frac{1}{k_{\text{норм}}} \times \\ \times \sum_{j=1}^g A_j \sin\left(\frac{2\pi t}{T_j} + \phi_j\right) + \epsilon(t),$$

где  $\tilde{N}_i^{\max}$  – максимальная потребляемая мощность БА в рабочем состоянии;  $\tilde{N}_i^{\min}$  – минимальная потребляемая мощность БА в рабочем состоянии;  $k_{\text{норм}}$  – нормировочный коэффициент, обеспечивающий сумму гармоник в диапазоне  $[-1, 1]$ ;  $g$  – количество гармоник;  $A_j$  – амплитуда колебаний;  $T_j$  – период  $j$ -й гармоники;  $\phi_j$  – фаза;  $\epsilon(t) \sim N(0, \sigma_N)$  – гауссовский шум.

Данный подход позволяет уменьшить неполноту информации при ограниченном множестве известных параметров КАН и оценить потребляемую мощность СЭС.

Энергопотребление КАН – один из основных факторов формирования энергодобавки, который определяет его существование. Поскольку КАН, как правило, используют АБ как основной накопитель энергии, проектируемые с учётом деградации по сроку активного существования, расчёт энергодобавки в формализованном виде выглядит следующим образом:

$$\tilde{E}_{AB}(t) = E_{AB}^H(t) + \sum_{x=1}^n \int_{t_{0x}}^{t_{1x}} \eta_3(t) \tilde{N}_{AB}^3(t) dt - \sum_{j=1}^m \int_{t_{0j}}^{t_{1j}} \eta_p^{-1}(t) \tilde{N}_{AB}^p(t) dt,$$

где  $\eta_3 = 0,7 \dots 0,95$  – КПД заряда АБ;  $\eta_p = 0,7 \dots 0,95$  – КПД разряда АБ;  $\tilde{N}_{AB}^3$  – мощность заряда АБ;  $\tilde{N}_{AB}^p$  – мощность разряда АБ;  $E_{AB}^H = (1 - k_{AB}^d) E_{AB}^0$  – начальная ёмкость АБ с учётом деградации  $k_{AB}^d$  на момент моделирования.

Мощность разряда АБ характеризуется потребляемой мощностью при работе БС в рабочих состояниях:

$$\tilde{N}_{AB}^p(t) = \tilde{N}_{\text{потр}}(t, \Xi, I).$$

Мощность заряда АБ определяется генерируемой СБ энергией и соответствующими потерями на нагрузке согласно выражению:

$$\tilde{N}_{AB}^3(t) = \tilde{N}_{CB}(t, \chi_{\text{ориент}}) - \tilde{N}_{РБН}(t) - \tilde{N}_{\Delta U}(t),$$

где  $\tilde{N}_{CB}$  – мощность, генерируемая СБ;  $\tilde{N}_{РБН}$  – мощность, рассеиваемая балластной нагрузкой;  $\tilde{N}_{\Delta U}$  – потери мощности в бортовой кабельной сети.

Необходимо отметить, что генерирование мощности СБ производится с учётом характера изменения ориентации в рабочих состояниях и деградации фотоэлектрических преобразователей (ФЭП):

$$\tilde{N}_{CB}^{KA}(t, \tilde{\chi}_{\text{ориент}}) = q_s \tilde{S}_{CB}^{KA} \eta_{ФЭП} k_{CB} k_{зап} e^{-k_d T_{\text{сac}}} \cos \tilde{\Psi}_{CB}^{CP}(t, \tilde{\chi}_{\text{ориент}}),$$

где  $q_s = 1361 \text{ Вт/м}^2$  – поток солнечного излучения;  $\tilde{S}_{CB}^{KA}$  – площадь панелей СБ;  $k_{зап} = 0,85 \dots 0,95$  – коэффициент заполнения панели ФЭП;  $k_d = 0,01 \dots 0,1$  –

коэффициент деградации ФЭП;  $T_{\text{сac}}$  – срок активного существования КАН;  $\cos \tilde{\Psi}_{CB}^{CP}(t, \tilde{\chi}_{\text{ориент}})$  – угол между нормалью панели СБ и направлением на Солнце в момент времени  $t$  с учётом ориентации КАН;  $\eta_{ФЭП} = 0,1 \dots 0,4$  – КПД ФЭП;  $k_{CB} = 0,9 \dots 0,95$  – коэффициент падения мощности при сборке ФЭП.

В разработанной модели характер изменения ориентации панели СБ учитывается согласно принятому закону управления, определяющему скорость изменения положения элементов конструкции КАН относительно центра масс и, как следствие, их ориентацию. Ключевым фактором обеспечения требуемой мощности, генерируемой СБ, является угол между нормалью к поверхности панели СБ и направлением на Солнце, рассчитываемый, исходя из текущей ориентации, согласно выражению:

$$\cos \tilde{\Psi}_{CB}^{CP}(\tilde{\chi}_{\text{ориент}}) = \frac{\vec{r}_{\text{оск}}^{sun} * \vec{n}_{\text{оск}}^{CB}(\tilde{\chi}_{\text{ориент}})}{\|\vec{r}_{\text{оск}}^{sun}\|},$$

где  $\vec{r}_{\text{оск}}^{sun}$  – радиус-вектор Солнца в ОСК;  $\vec{n}_{\text{оск}}^{CB}$  – единичный вектор нормали к поверхности панели СБ в ОСК.

Характер потребляемой мощности БА всех БС в рабочих состояниях определяет функционирование СОТР с учётом ограничения по скорости изменения температуры, обеспечивающей работу оптической аппаратуры  $\frac{dT}{dt} \leq 5 \text{ град/ч}$  (Никольский В.В. и др., 2017). В первом приближении оценка внутреннего тепловыделения БА КАН примет следующий вид:

$$\tilde{Q}_{bc}^{ka}(t, \Xi, I) = \tilde{N}_{\text{потр}}(t, \Xi, I) * (1 - \eta_{\text{тепл}}),$$

где  $\eta_{\text{тепл}} = 0,01 \dots 0,07$  – КПД БА.

Тогда оценка излучения радиаторов КАН в космическое пространство с учётом их типового расположения по четырём граням относительно оси визирования, ориентации и работы БА КАН в рабочих состояниях рассчитывается в соответствии с выражением:

$$\tilde{Q}_{\text{изл}}^{\text{рад}} = \tilde{Q}_{\text{сол}}(t, \tilde{\chi}_{\text{ориент}}) + \tilde{Q}_{\text{отр.3}}(t, \tilde{\chi}_{\text{ориент}}) + \tilde{Q}_{\text{соб.3}}(t, \tilde{\chi}_{\text{ориент}}) + \\ + \tilde{Q}_{\text{атм}}(t, \tilde{\chi}_{\text{ориент}}) + \tilde{Q}_{bc}^{ka}(t, \Xi, I) - \tilde{m}_{\text{рад}} c_{\text{рад}}^m \tilde{T}_{\text{рад}},$$

где  $\tilde{m}_{\text{рад}}$  – масса радиатора КАН;  $c_{\text{рад}}^m$  – теплоёмкость радиатора КАН;  $\tilde{T}_{\text{рад}}$  – скорости изменения температуры радиатора КАН;  $\tilde{Q}_{\text{сол}}$  – тепловой поток прямого солнечного излучения;  $\tilde{Q}_{\text{отр.3}}$  – тепловой поток отражённого от Земли солнечного излучения;  $\tilde{Q}_{\text{соб.3}}$  – тепловой поток собственного излучения Земли;  $\tilde{Q}_{\text{атм}}$  – атмосферный тепловой поток (при  $H_{\text{ка}} \geq 250 \text{ км}$  можно пренебречь).

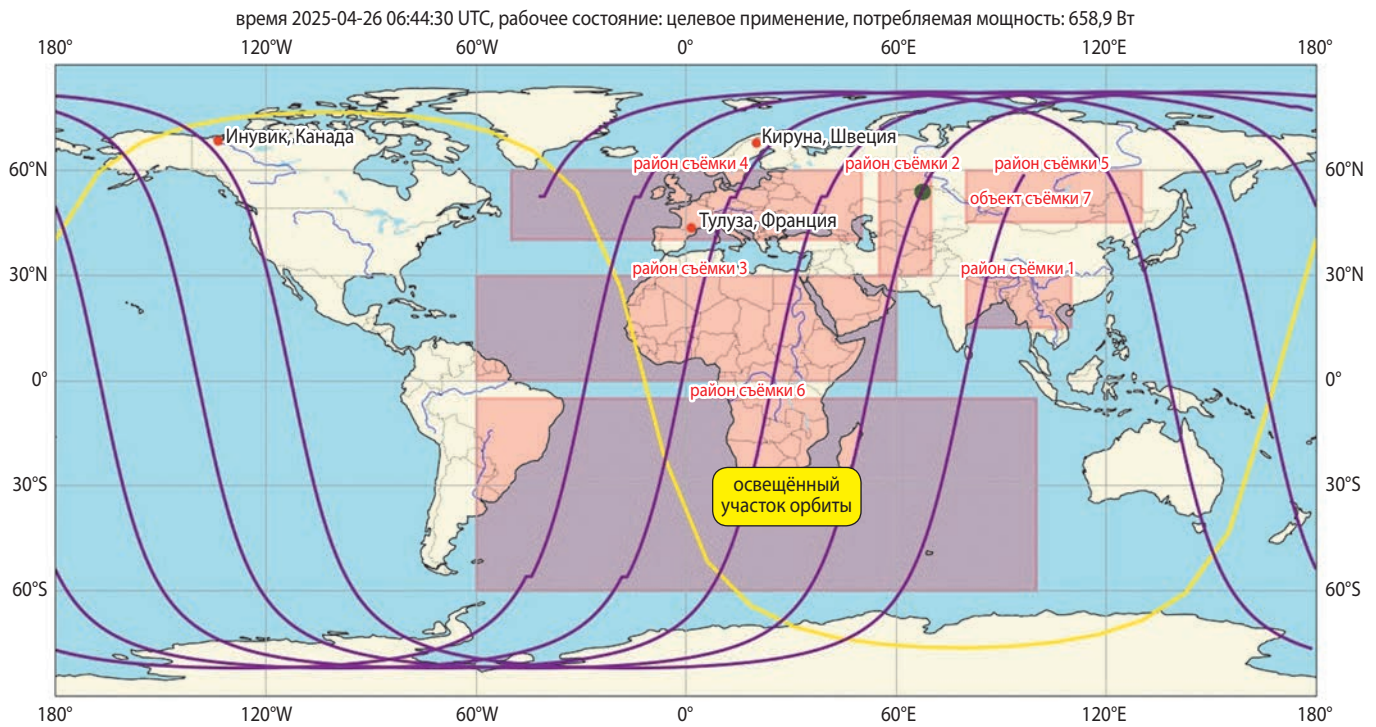
## МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАБЛЮДЕНИЯ, УЧИТЫВАЮЩАЯ ХАРАКТЕР РАБОТЫ БОРТОВЫХ СИСТЕМ

Рассмотренные БС определяют общие закономерности функционирования КАН. Необходимо отметить, что ЦС связана с ограничениями и задачами целевого применения. Таким образом, на каждом временном шаге, соответствующем условиям целевого применения, может быть получена оценка ширины полосы обзора из формулы:

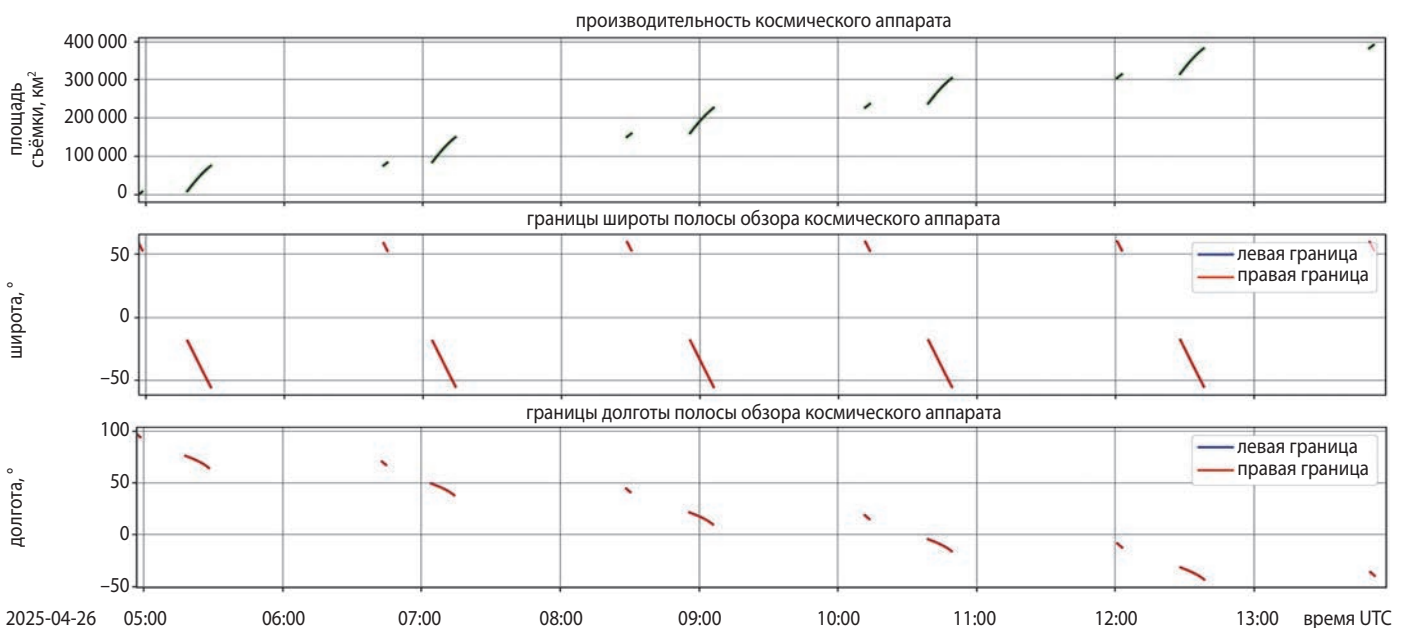
$$\tilde{d}_{обз}^{\Phi} = d_{обз}^{ка} * \cos \tilde{\varphi}_{ка}^{п.обз}$$

С учётом характера ориентации при целевом применении вычисляется протяжённость участка съёмки вдоль трассы полёта КАН  $L$  за каждый временной шаг и оценивается общая производительность за моделируемый интервал времени:

$$\tilde{V}_{съёмки} = \sum_{t_{ш}^0}^{t_{ш}^k} d_{обз}^{\Phi} * L(\tilde{\lambda}_{ка}^{п.обз}, \tilde{\varphi}_{ка}^{п.обз}, \tilde{\chi}_{ориент}, t).$$



**рисунок 2.** Функционирование космического аппарата наблюдения с учётом районов съёмки и пунктов приёма информации



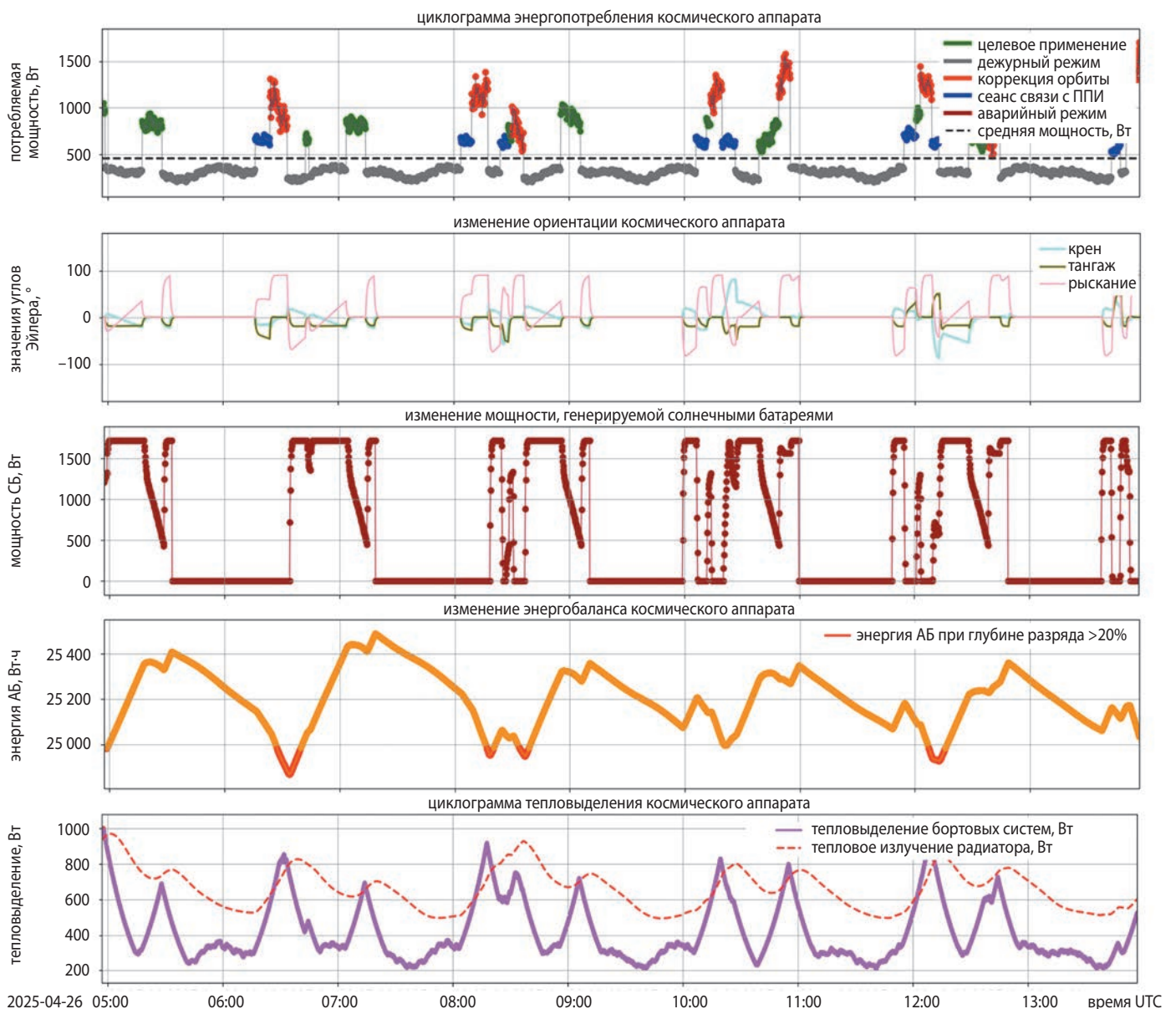
**рисунок 3.** Изменение показателя эффективности функционирования космического аппарата наблюдения с учётом заданных районов и условий съёмки

#### 4. Результаты моделирования функционирования космического аппарата наблюдения

На рисунках 2–6 представлены результаты моделирования для заданных исходных данных типового КАН при входном параметре – мощности СБ в 2000 Вт, которая согласно представленной таблице позволяет оценить энергопотребление КАН в рабочем состоянии. Рассмотрено два характерных условия, влияющих на возникновение предотказного состояния.

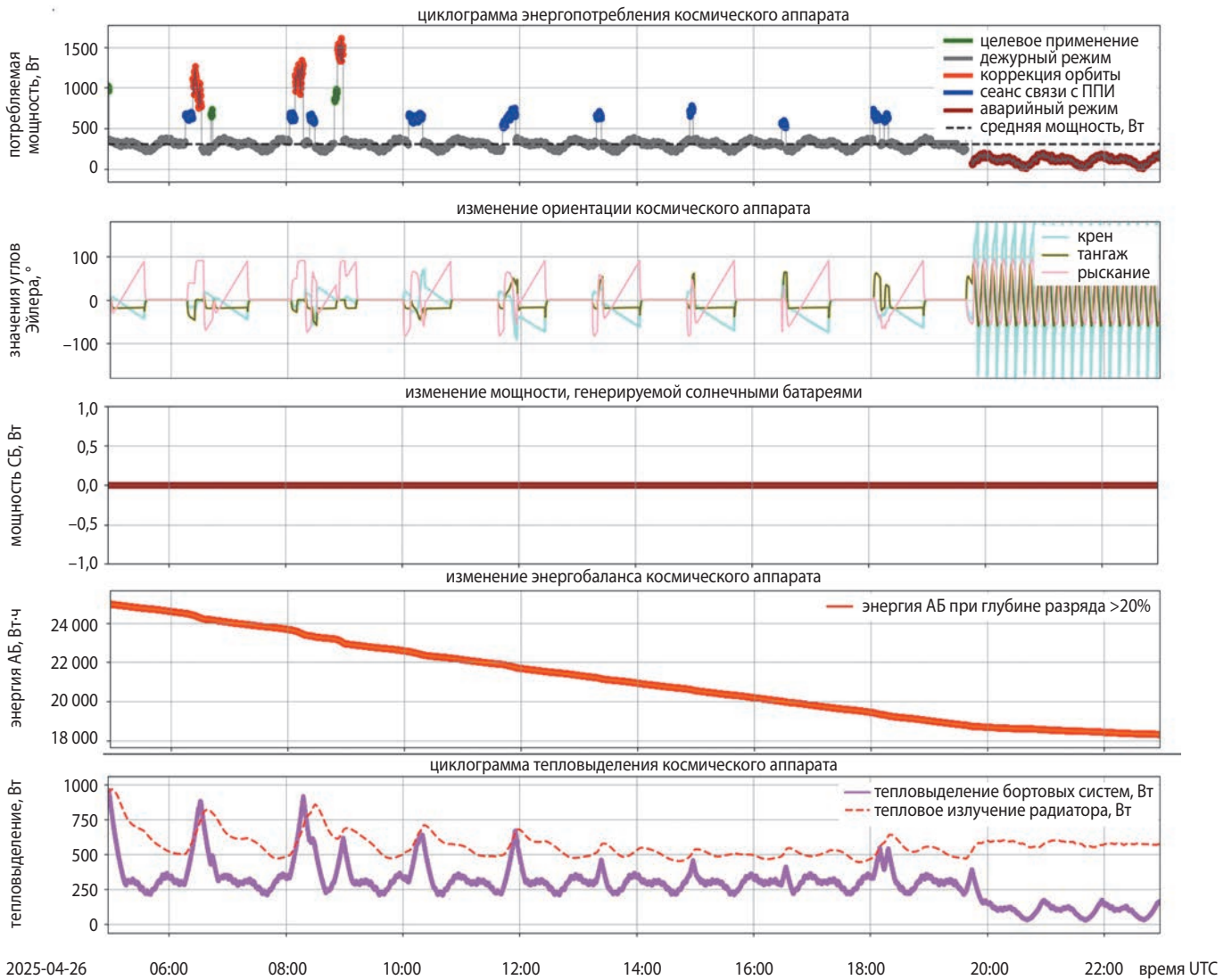
Первое условие включает существенно превышающую эксплуатационные возможности типовых КАН производительность, представленную на рисунке 3. Анализ результатов функционирования, представленных на рисунке 4, свидетельствует о следующих отрицательных эффектах. СОРП характерны регулярные

высокие тепловые нагрузки. На рассматриваемом временном интервале моделирования наблюдается превышение допустимой глубины разряда АБ. Согласно установленным нормам эксплуатации литий-ионных АБ, как правило, используемых КАН, оптимальный порог глубины разряда, обеспечивающий максимальное количество циклов и минимальную деградацию, составляет 20% от проектной ёмкости (Хромов А.В., 2016). При этом превышение допустимой глубины разряда наблюдается даже в условиях компенсации энергопотребления за счёт максимальной эффективности солнечных батарей, ориентированных на Солнце в дежурном режиме. Совокупное воздействие экстремального теплового режима и циклического глубокого разряда приводит к ускоренной деградации элементов СЭС и СОТР. Таким образом, сохранение заданного режима работы обуславливает переход КАН в предотказное состояние.

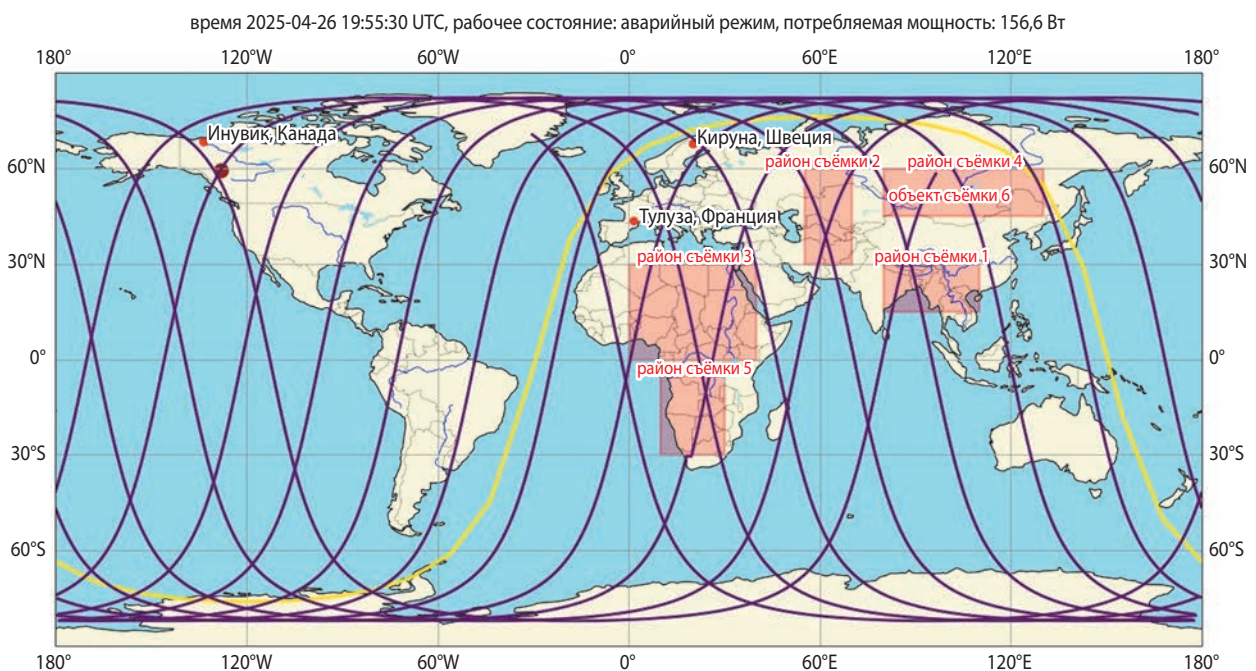


рисунк 4. Изменение параметров бортовых обеспечивающих систем при увеличенной производительности

# МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАБЛЮДЕНИЯ, УЧИТЫВАЮЩАЯ ХАРАКТЕР РАБОТЫ БОРТОВЫХ СИСТЕМ



**рисунок 5.** Переход космического аппарата наблюдения в аварийный режим при предельной энергии аккумуляторных батарей



**рисунок 6.** Изменение параметров бортовых обеспечивающих систем при неисправности бортовой кабельной сети от СБ

Второе условие включает неисправность бортовой кабельной сети от СБ, выраженное в падении их КПД до 0%, что не позволяет осуществить заряд АБ.

Результаты, представленные на рисунках 5 и 6, показывают, что при заданном условии КАН может выполнять задачи по предназначению определенное время, зависящее от характера работы БС. При рассмотренном функционировании нахождение КАН в предотказном состоянии составило четырнадцать часов сорок семь минут с дальнейшим переходом в аварийный режим.

Таким образом, результаты моделирования позволяют провести анализ характера работы БС и производительности КАН с учётом их взаимозависимости и внешних факторов функционирования.

## заключение

Разработанная модель функционирования КАН с учётом ограничения по скорости изменения внутреннего тепловыделения, статистических оценок энергопотребления всех БС КАН высокого разрешения в типовых рабочих состояниях позволяет в условиях ограниченной информации о параметрах БС оценить и спрогнозировать предотказное состояние КАН, эффективность его применения при ограниченных ресурсах энергии. Практическая значимость разработанной модели заключается в возможности её применения как инструмента поддержки принятия решений при анализе КАН с целью определения и прогнозирования предотказного состояния, оптимизации существующих проектных решений по космическим аппаратам-аналогам.

## список литературы

Аншаков Г.П., Баранов Д.А., Сафронов С.Л. Имитационные модели для создания и эксплуатации ракетно-космических комплексов: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самарского университета, 2023. 184 с.

Виноградов Д.Ю., Давыдов Е.А. Методика формирования устойчивых околокруговых солнечно-синхронных орбит при длительных сроках существования космического аппарата // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. Вып. 6. С. 1-23.

Власов С.А., Кульвиц А.В., Скрипников А.Н. Теория полёта космических аппаратов. СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2018. 412 с.

ГОСТ 57700.22–2020. Компьютерные модели и моделирование. М.: Стандартинформ, 2020. 11 с.

ГОСТ Р 27.102–2021. Надёжность в технике. Надёжность объекта. Термины и определения. М.: ФГБУ «РСТ», 2021. 40 с.

Киенко Ю.П. Основы космического природоведения. М.: Картгеоцентр-Геодезиздат, 1999. 285 с.

Клименко Н.Н., Занин К.А. Космические системы оптико-электронного наблюдения между прошлым и будущим. Часть 2. Анализ возможностей современной орбитальной группировки зарубежных военных КА оптико-электронного наблюдения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 3. С. 18-30.

Куренков В.И., Салмин В.В., Абрамов Б.А. Моделирование целевого функционирования космических аппаратов наблюдения с учётом энергобаланса. Самара, 2007. 88 с.

Лукьяненко М.В., Кудряшов В.С. Энерговооружённость космических аппаратов и бортовые источники электроэнергии // Вестник СибГАУ. 2008. С. 141-145.

Назаров А.Е. Алгоритм формирования многоимпульсных программ коррекций круговых орбит для решения типовых задач. Часть 1 // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 4. С. 57-65.

Никольский В.В., Абдурахимов А.А., Роцин Г.Б., Мосин Д.А. Бортовые системы космических аппаратов: учеб. пособие. Ч. 1. СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2017. 167 с.

Хей Дж. Д. Введение в методы байесовского статистического вывода. Пер. с англ.; вступ. ст. А.А. Рывкина. М.: Финансы и статистика, 1987. 335 с.

Ходненко В.П., Хромов А.В. Выбор проектных параметров системы коррекции орбиты космического аппарата дистанционного зондирования Земли // Вопросы электромеханики. 2011. Т. 121. С. 15-22.

Хромов А.В. Литий-ионные аккумуляторные батареи низкоорбитальных космических аппаратов // Вопросы электромеханики. 2016. Т. 152. С. 112-120.

Brown S., Ogawa K., Kumeuchi Y. et al. Cycle life evaluation of 3 Ah Li<sub>x</sub>Mn<sub>2</sub>O<sub>4</sub>-based lithium-ion secondary cells for low-earth-orbit satellites I. Full cell results // Acta Astronautica. 2008. Vol. 185. P. 1444-1453.

Karsansky A. Power modeling and budgeting design and validation with in-orbit data of two commercial LEO satellites // 31st Annual AIAA/USU Conference on small satellites – SSC17-X-08. 2017. P. 1-7.

Zandbergen B.T.C. Spacecraft bus design and sizing. Delft University of Technology. 2020. 291 p.

Статья поступила в редакцию 12.11.2025

Статья после доработки 03.02.2026

Статья принята к публикации 09.02.2026

## МЕТОДИКА КОНТРОЛЯ НАДЁЖНОСТИ ЕДИНИЧНЫХ ИЗДЕЛИЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

## METHODOLOGY FOR RELIABILITY CONTROL OF SINGLE ITEMS OF SPACE TECHNOLOGY



**А.Ю. Колобов<sup>1</sup>,**  
доцент, кандидат  
технических наук,  
KolobovAIU@laspace.ru;  
**A.Yu. Kolobov**



**Д.С. Блинов<sup>2</sup>,**  
профессор, доктор  
технических наук,  
Dmitriyblinov@mail.ru;  
**D.S. Blinov**



**Ю.А. Петров<sup>1</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
PetrovIUA@laspace.ru;  
**Yu.A. Petrov**



**Г.Д. Беляев<sup>1</sup>,**  
аспирант,  
grigor-belyaev@mail.ru;  
**G.D. Belyaev**

*Приведена сквозная методика контроля надёжности единичных изделий ракетно-космической техники на всех этапах жизненного цикла. Используются методы учёта предварительной (априорной) информации и байесовского объединения информации. На этапе наземной экспериментальной отработки для уточнения полученных результатов использован метод эквивалентного слабейшего звена. Для этапов лётных испытаний и эксплуатации рассмотрены методы контроля надёжности для различных показателей надёжности космических аппаратов.*

*Ключевые слова:*  
космическая техника;  
вероятность безотказной работы;  
единичное изделие;  
априорная информация;  
метод байесовского объединения информации.

DOI: 10.26162/LS.2026.71.1.006

*A cross-cutting methodology for assessing and monitoring the reliability of single products of rocket and space technology at all stages of the life cycle is presented. Methods of accounting for preliminary (a priori) information and Bayesian information combining are used. At the stage of ground experimental development, the method of the equivalent weakest link was used to clarify the obtained estimates. For the stages of flight tests and operation, methods for assessing reliability for various indicators of spacecraft reliability are considered*

*Keywords:*  
space technology;  
probability of failure-free operation;  
single item;  
a priori information;  
Bayesian information combining method.

<sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.  
Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва.  
BMTSU, Russia, Moscow.

## Введение

Подтверждение и контроль надёжности космической техники в соответствии с нормативной документацией должны осуществляться на всех этапах жизненного цикла изделий.

Процедуры проектных расчётов надёжности сложных систем и их элементов хорошо проработаны и не имеют проблемных вопросов. Данные справочников по надёжности электронной компонентной базы (ЭКБ) и модели оценки эксплуатационной интенсивности отказов ЭКБ основаны на больших объёмах статистических данных, периодически обновляются головными НИИ и имеют многолетнее подтверждение практикой эксплуатации космической и другой техники.

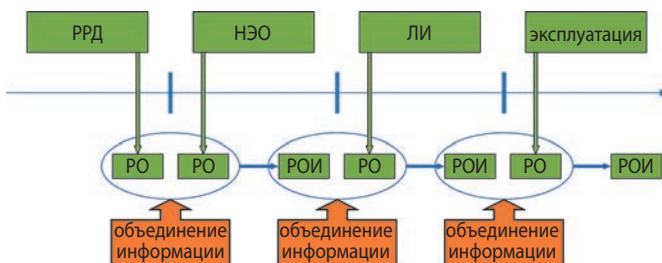
Однако современные методики проведения проектных расчётов надёжности позволяют получить только точечные значения показателей надёжности.

При этом следует отметить, что в большинстве случаев результаты проектных расчётов надёжности получаются заниженными. В качестве примера можно привести космический аппарат производства АО «НПО им. С.А. Лавочкина», проектный уровень безотказной работы (ВБР) которого был 0,9258 в течение срока активного существования (САС) 3 года. Реальный САС КА составил 7,5 лет.

Для единичных изделий на этапе лётных испытаний (ЛИ) и в начале этапа эксплуатации изделий с литерой О<sub>1</sub> традиционные метод максимального правдоподобия и метод несмещённых оценок неприменимы из-за отсутствия статистики.

Для таких изделий нормативная литература рекомендует при контроле надёжности использовать априорную информацию и информацию о надёжности изделий-аналогов.

Такой подход, во-первых, облегчает задачу подтверждения заданных уровней надёжности, а во-вторых, позволяет получать более точные результаты.



РРД – этап разработки рабочей документации;

НЭО – этап наземной экспериментальной отработки;

ЛИ – этап лётных испытаний;

РО – результат оценки ВБР;

РОИ – результат объединения информации.

**рисунок.** Алгоритм поэтапного контроля надёжности изделия с учётом априорной информации

Алгоритм сквозной методики поэтапного контроля надёжности изделия ракетно-космической техники представлен на рисунке.

Далее рассмотрен порядок контроля и подтверждения надёжности на этапах жизненного цикла единичных изделий ракетно-космической техники.

## 1. Расчёт ВБР изделия на этапе проектирования

В работе (Колобов А.Ю., Блинов Д.С., Скоробогатов П.О., 2024) предложен метод интервальных оценок надёжности на этапе проектирования. Метод основан на гипотезе, что проектные оценки ВБР изделия космической техники однородны с экспериментальными оценками по результатам ЛИ и эксплуатации. Предложенный метод хорошо показывает себя как для малых выборок, так и для больших. По сравнению с методом максимального правдоподобия и методом несмещённых оценок предложенный метод даёт наименьший уровень значений показателей надёжности, незначительно отличающийся от заданного уровня, что повышает достоверность результатов.

Метод позволяет на ранних стадиях эксплуатации изделий ракетно-космической техники подтвердить заданные требования надёжности.

## 2. Контроль надёжности изделия на этапе наземной экспериментальной отработки

На этапе наземной экспериментальной отработки (НЭО) космической техники изделия и их составные части проходят отработочные испытания и контрольные.

К отработочным испытаниям относятся исследовательские или лабораторно-отработочные испытания и доводочные. Отработочные испытания обычно проводятся на макетах составных частей изделия.

Например, к отработочным испытаниям космических аппаратов относятся: макетно-конструкторские, испытания антенного изделия, динамические, испытания на статическую прочность, термовакуумные, испытания на транспортабельность, электрорадиотехнические, специальные и др.

Испытания составных частей космического аппарата могут иметь различные объём и номенклатуру в зависимости от назначения и конструктивных особенностей. Кроме того, различные виды испытаний как составных частей, так и изделия в целом имеют разную степень информативности. При этом в ходе НЭО зачастую проводятся доработки отдельных составных частей изделия.

Использование метода ранжирования испытаний затруднено при оценке надёжности из-за сложности ранжирования разнородных видов испытаний.

В зависимости от объёма испытаний, заложенных в комплексную программу наземной отработки, в оценке надёжности необходимо учитывать только те виды испытаний, объект, объём и условия проведения которых наиболее близки к эксплуатации в натурных условиях.

При контроле надёжности по результатам НЭО предлагается учитывать только контрольные испытания – предварительные и приёмочные (приёмо-сдаточные испытания).

В качестве примера можно предположить, что после проведения НЭО перед проведением ЛИ имеется два успешных испытания изделия (составной части изделия) – предварительные и приёмочные (приёмо-сдаточные) испытания.

В работах (Колобов А.Ю., Блинов Д.С., Петров Ю.А., 2025; Беляев Г.Д., Колобов А.Ю., Петров Ю.А., 2025) представлена методика контроля надёжности космических аппаратов (КА) по результатам НЭО с использованием метода байесовского объединения информации (Савчук В.П., 1989), который показывает высокую эффективность для единичных изделий.

Метод байесовского объединения информации позволяет на любом этапе жизненного цикла получить высокие уровни эффективных оценок показателей надёжности изделий.

На этапе НЭО в качестве априорной информации используются результаты проектных расчётов рассматриваемого КА и по два контрольных испытания для каждого изделия-аналога. Наиболее корректным будет в качестве аналогов выбирать КА близкой массы с одинаковыми или близкими сроками активного существования.

При учёте только контрольных испытаний количество отказов  $d$  равно нулю и точечная оценка вероятности безотказной работы КА определяется по формуле (Савчук В.П., 1989):

$$\hat{P}_a = \frac{\alpha+n}{\alpha+\beta}, \quad (1)$$

где  $n$  – количество учитываемых контрольных испытаний.

Точность полученной оценки надёжности характеризуется дисперсией

$$\sigma_p^2 = \frac{(\alpha+n)\beta}{(\alpha+\beta)^2(\alpha+\beta+n+1)}, \quad (2)$$

$\alpha$  и  $\beta$  определяются из уравнений:

$$\alpha = (z_* - n)\hat{P}_a; \quad (3)$$

$$\beta = (z_* - n)(1 - \hat{P}_a), \quad (4)$$

где  $\hat{P}_a$  – проектная точечная оценка вероятности безотказной работы КА;  $z_*$  – единственный действительный корень уравнения

$$z^3 + Az^2 + Bz + C = 0, \quad (5)$$

$$A = -\frac{2s(2\hat{P}_a - 1)}{\hat{P}_a(1 - \hat{P}_a)};$$

$$B = -\frac{s(3s + 2\hat{P}_a - 1)}{\hat{P}_a(1 - \hat{P}_a)}; \quad (6)$$

$$C = -\frac{2s^2}{\hat{P}_a(1 - \hat{P}_a)};$$

$$s = n(1 - \hat{P}_a).$$

Нижняя доверительная граница вероятности безотказной работы КА определяется по формуле (Сухорученков Б.И., 2020):

$$p = \hat{p} - u_\gamma \sigma,$$

где  $u_\gamma$  – квантиль распределения точечной оценки для доверительной вероятности  $\gamma$ .

Значения квантилей распределения случайной величины для некоторых распределений приведены в таблице (Сухорученков Б.И., 2020).

**таблица** – Квантили распределения случайной величины

распределение оценок	доверительная вероятность $\gamma$		
	0,8	0,9	0,95
нормальное	0,842	1,282	1,645
униmodalное симметричное	1,05	1,49	2,11
произвольное	1,58	2,24	3,16

Точность полученных интервальных оценок вероятности безотказной работы изделия можно повысить, применив методический подход, описанный в РД 50-476-84 как метод эквивалентного слабейшего звена.

В практике метод эквивалентного слабейшего звена наиболее эффективен для сложных технических систем с резервированием.

Практическое применение метода эквивалентного слабейшего звена для оценки надёжности КА показано в работе (Колобов А.Ю., Блинов Д.С., Петров Ю.А., 2025).

### **3. Контроль надёжности изделия на этапах лётных испытаний и эксплуатации. Общие положения**

На этапах лётных испытаний и эксплуатации методика оценки ВБР зависит от критерия отказа изделия и от заданного показателя надёжности. Для каждого типа изделий ракетно-космической

техники имеется своя специфика задания, оценки и контроля надёжности.

В данной работе ограничимся рассмотрением методики оценки ВБР КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ).

Для КА ДЗЗ задаётся один из следующих показателей надёжности:

1. Уровень дифференциального (суточного) выходного эффекта КА.
2. Гамма-процентный срок активного существования КА (или ВБР за САС КА).
3. Уровень интегрального выходного эффекта КА за САС КА.

В работе (Кривопапов Д.М., Давыдов А.Е., Барбул Р.Н., 2023) представлена методика оценки ВБР КА по результатам ЛИ и эксплуатации. Предложенная методика основана на методе байесовского объединения информации. В качестве априорной информации используются результаты проектной оценки показателей надёжности.

Достоинством предложенной методики является то, что за счёт использования векторов возможных состояний, условных вероятностей наступления событий и вектора вероятных исходов можно проводить оценку надёжности в любой произвольный момент времени с учётом актуальной структурной схемы надёжности КА.

Однако в предложенной методике из процесса накопления информации выпадают оценки, полученные на этапе НЭО. Это несколько снижает точность получаемых результатов.

Далее на примере КА ДЗЗ рассмотрены методики оценки надёжности на этапах ЛИ и эксплуатации, учитывающие в качестве априорной информации результаты оценок как проектных, так и оценок по результатам НЭО.

#### 4. Оценка вероятности получения заданного уровня суточного выходного эффекта КА по результатам ЛИ и эксплуатации

Исходной информацией служат донесения главной оперативной группы управления КА, в которых указывается, в какой степени выполнена суточная программа полёта.

Оценка вероятности получения заданного уровня суточного выходного эффекта КА производится широко используемыми методом максимального правдоподобия или методом несмещённых оценок.

Методом максимального правдоподобия оценка проводится по следующим формулам:

$$\hat{P} = 1 - \frac{d}{n}; \quad (7)$$

$$\hat{\sigma}_{\hat{P}} = \sqrt{\frac{\hat{P}(1-\hat{P})}{n-1}}.$$

Метод несмещённых оценок разработан Б.И. Сухорученковым (Сухорученков Б.И., 2020). В соответствии с этим методом оценка выполняется по следующим формулам:

$$\hat{P}_{\text{мно}} = \frac{n+1-d}{n+2}; \quad (8)$$

$$\sigma_{\hat{P}}^2 = \frac{(d+1)(n+1-d)}{(n+2)^2(n+3)}.$$

В формулах (7) и (8)  $n$  – количество суток в рассматриваемом периоде;  $d$  – количество суток, в течение которых запланированный объём суточного выходного эффекта не был получен.

Точность оценок можно повысить, объединяя информацию, полученную на этапе НЭО с информацией, полученной на этапе ЛИ или эксплуатации КА (Колобов А.Ю., Дикун Е.В., 2017):

$$\hat{P} = \hat{P}_0 + K_0 K_b |\hat{P}_1 - \hat{P}_0|;$$

$$\sigma_{\hat{P}}^2 = (K_0 K_b)^2 \sigma_{\hat{P}_1}^2 + (1 - K_0 K_b)^2 \sigma_{\hat{P}_0}^2; \quad (9)$$

$$K_0 = 1 - \Phi(Z);$$

$$K_b = \frac{\sigma_{\hat{P}_0}^2}{\sigma_{\hat{P}_1}^2 + \sigma_{\hat{P}_0}^2},$$

где  $\hat{P}$  и  $\sigma_{\hat{P}}$  – значение ВБР и её СКО, определяемое с учётом априорной информации, полученной на предыдущих этапах;

$\hat{P}_1$  и  $\sigma_{\hat{P}_1}$  – значения ВБР и её СКО, вычисленные на текущем этапе без учёта априорной информации;

$\hat{P}_0$  и  $\sigma_{\hat{P}_0}$  – значения ВБР и её СКО РБФ, вычисленные с учётом только априорной информации;

$\Phi(Z)$  – табличная функция нормального распределения;

$Z$  –  $Z$ -параметр Фишера,

$$Z = \frac{|\hat{P}_1 - \hat{P}_0|}{\sqrt{\sigma_{\hat{P}_1}^2 + \sigma_{\hat{P}_0}^2}}.$$

Статистическая однородность априорной информации и результатов текущего этапа, а также возможность получения корректной объединённой оценки ВБР, оценивается по  $Z$ -критерию Фишера. Проверяется выполнение условия  $Z \leq 1,6$ .

## 5. Контроль требований к ВБР за САС КА по результатам ЛИ и эксплуатации

На первом этапе для контроля используются результаты испытаний цензурированной выборки изделий-аналогов с одинаковыми или близкими САС, как выведенных из эксплуатации, так и находящихся в эксплуатации.

В соответствии с ГОСТ 27.504-84 проверяется выполнение условий:

при  $6 < N < 10$  должно быть  $\frac{r}{N} \geq 0,5$ ;

при  $10 \leq N \leq 20$  должно быть  $\frac{r}{N} \geq 0,3$ ,

где  $N$  – объём выборки;  $r$  – количество наработок до отказа.

При выполнении этих условий точечные оценки ВБР вычисляются методом максимального правдоподобия:

$$\hat{P} = 1 - \frac{d}{N};$$

$$\sigma_P = \sqrt{\frac{P(1-P)}{N-1}},$$

где  $d$  – количество КА, отказавших ранее окончания САС.

При  $d=0$  результаты, полученные методом максимального правдоподобия, получаются некорректными, и оценка ВБР проводится по формулам (1)–(6).

Далее, используя формулы (9), производится объединение оценок ВБР, полученных на этапах НЭО и на рассматриваемом этапе.

При задании требований к гамма-процентному САС результат оценки ВБР пересчитывается по формулам:

$$T_{\gamma} = \frac{\ln \gamma}{\lambda}; \quad \lambda = -\frac{\ln \hat{P}}{T_{\gamma}}$$

## 6. Контроль требований к уровню интегрального выходного эффекта КА по результатам ЛИ и эксплуатации

Уровень интегрального выходного эффекта оценивается после достижения КА заданного САС.

Контроль интегрального выходного эффекта КА ДЗЗ является трудоёмкой задачей и не всегда удаётся произвести достаточно точную оценку.

Приближённая оценка интегрального выходного эффекта проводится по формуле

$$\Theta = \frac{N-n}{N} \cdot 100\%,$$

где  $N$  – продолжительность САС в сутках;  $n$  – количество суток, в которых дифференциальный выходной эффект был менее заданного уровня.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленная сквозная методика поэтапного контроля позволяет производить контроль надёжности единичных (уникальных) изделий ракетно-космической техники на всех стадиях жизненного цикла изделия: при разработке рабочей документации (проектные оценки), по результатам наземной экспериментальной отработки, на этапах ЛИ и эксплуатации. Методика рассмотрена на примере космических аппаратов и применима для бортовой аппаратуры и бортовых систем.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Беляев Г.Д., Колобов А.Ю., Петров Ю.А. Подтверждение надёжности единичных аппаратов // Материалы ХХІХ Междунар. науч.-практ. конф., посвящ. памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика Михаила Федоровича Решетнева (10–14 ноября 2025, г. Красноярск). 2025. Т. 1. С. 14-16.

Колобов А.Ю., Блинов Д.С., Петров Ю.А. Двух-этапная методика интервальных оценок надёжности космических аппаратов по результатам наземной экспериментальной отработки // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2025. № 2. С. 72-76.

Колобов А.Ю., Блинов Д.С., Скоробогатов П.О. К вопросу о выборе рациональной методики оценки вероятности безотказной работы изделий ракетно-космической техники при лётных испытаниях и эксплуатации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 2. С. 45-49.

Колобов А.Ю., Дикун Е.В. Интервальные оценки безотказности единичных космических аппаратов // Надёжность. 2017. Т. 17, № 4. С. 23-26.

Кривопалов Д.М., Давыдов А.Е., Барбул Р.Н. Методика оценки показателей надёжности по результатам лётных испытаний и эксплуатации // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2023. № 2. С. 7-13.

Савчук В.П. Байесовские методы статистического оценивания. Надёжность технических объектов. М.: Наука, 1989. 328 с.

Сухорученков Б.И. Анализ малой выборки. Прикладные статистические методы. М.: Вузовская книга, 2020. 383 с.

Статья поступила в редакцию 14.01.2026

Статья после доработки 27.02.2026

Статья принята к публикации 03.03.2026

## АНАЛИЗ УСЛОВИЙ АКУСТИЧЕСКОГО И ВИБРАЦИОННОГО НАГРУЖЕНИЯ ПРИБОРНО-АГРЕГАТНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

## ANALYSIS OF THE ACOUSTIC AND VIBRATION LOADING CONDITIONS OF INSTRUMENTATION-SERVICE EQUIPMENT



Д.В. Скрипников<sup>1</sup>,  
likhoded@tsniimash.ru;  
D.V. Skripnikov

*Проведён обзор опыта отработки изделий на акустические воздействия и замены акустических испытаний на вибрационные. Представлен сравнительный анализ акустического и вибрационного нагружения приборно-агрегатного оборудования на модельной задаче. Получена аналитическая оценка соотношений между условной поверхностью прибора и его массой при детерминированном внешнем воздействии. Проведено уточнение этого соотношения при типовых случайных нормативных режимах во всём частотном диапазоне на основе выходных среднеквадратических ускорений. Показано, что для отдельных групп приборов можно ограничиться только вибрационными испытаниями на случайную вибрацию.*

*Ключевые слова: акустические испытания; вибрационные испытания; среднеквадратические ускорения; случайная вибрация; нагружающие факторы.*

DOI: 10.26162/LS.2026.71.1.007

### ВВЕДЕНИЕ

При наземной отработке прочности космических аппаратов (КА) и бортовой аппаратуры существуют требования по проведению акустических и вибрационных испытаний. Однако с учётом малой поверхности и существенной массы значительной

*The article covers a review items qualification by acoustic test and replacing of acoustic tests with vibration tests. A comparative analysis by simulation of acoustic and vibration loading of instrument-service equipment is presented. An analytical estimate has been obtained for the relationship between a device's effective surface area and its mass under a deterministic external load. This relationship has been refined for typical random regulatory conditions across the entire frequency range based on output root-mean square accelerations. It has been shown that for certain groups of instruments, qualification can be limited to vibration tests under random vibration only.*

*Key words: acoustic test; vibration test; root-mean square accelerations; random vibration; load factors.*

части приборно-агрегатного оборудования, подвергаемого пульсационному акустическому давлению, возникают сомнения в целесообразности акустических испытаний этих объектов. Возможно, стоит ограничиться только испытаниями на воздействие

<sup>1</sup> АО «ЦНИИмаш», Россия, Московская область, г. Королев.

JSC «TsNIIMash», Russia, Moscow region, Korolev.

широкополосной случайной вибрации (ШСВ). В связи с этим возникает задача определения соотношений между площадью характерной поверхности прибора и его массой, при котором случайная вибрация перекрывает акустические воздействия. Так как основными нагружающими факторами при виброакустических испытаниях являются инерционные нагрузки, то сопоставление характера нагружения при этих воздействиях может осуществляться по спектральным плотностям ускорений и среднеквадратическим ускорениям.

### 1. Опыт отработки изделий на акустические воздействия

В отечественной практике отработка прочности КА на акустические воздействия возникла относительно недавно. Так, в АО «НПО Лавочкина» с учётом возможностей испытательного оборудования при отработке прочности принималось, что перегрузки в отдельных элементах КА, полученные при испытаниях на ШСВ и при акустическом воздействии, приблизительно равны. На этой основе было создано значительное количество КА, подтвердивших свою надёжность в процессе эксплуатации (*Шуришаков А.Е. и др., 2019*). Однако опыты показали, что в некоторых местах установки приборно-агрегатного оборудования перегрузки от акустического воздействия превышают перегрузки от действия случайного вибрационного нагружения (*Бабаков А.В., Финченко В.С., 2020*). Сопоставление откликов КА «Луна-Глоб», полученных при зачётных испытаниях на прочность от двух видов вибрационных воздействий, помогло определить количественные различия между перегрузками на разных элементах конструкции (*Ефанов В.В., Долгополов В.П., 2016; Деменко О.Г. и др., 2022*). Результаты сравнения продемонстрировали важность отработки КА на воздействие акустическим полем, так как создание необходимого уровня вибрации некоторых приборов и агрегатов в составе собранного КА можно реализовать только акустическим давлением.

Однако проведение акустических испытаний в ракетно-космической отрасли является дорогостоящей и трудоёмкой задачей. Учитывая множество аппаратов, успешно завершивших свои миссии без проведения акустических испытаний, возникает желание ограничиться только динамическим возбуждением конструкции при испытаниях на ШСВ.

В зарубежной практике применяются нормативные документы, которые содержат рекомендации по проведению или исключению акустических испытаний при отработке прочности конструкций и бортовой аппаратуры КА. В разработанных зарубежных стандартах приводится концепция процесса отработки изделий, устанавливается последовательность проведения испытаний и уточняются требования,

которые должны содержаться в программе испытаний. В стандарте ISO 15864 «Космические системы. Общие методы испытаний космических аппаратов, подсистем и агрегатов» (*ISO/DIS 15864:2020, 2020*) приводятся подходы к отработке прочности непилотируемых КА на различные виды механических воздействий. В стандарте ISO 19683 «Космические системы. Аттестация конструкции и приёмо-сдаточные испытания малых космических аппаратов и их комплектующих компонентов» (*ISO/CD 19683:2017, 2017*) определены возможности сокращения отдельных видов испытаний при отработке прочности малых космических аппаратов (МКА). Эти требования сформулированы для КА в целом и для различных видов приборно-агрегатного оборудования (антенн, солнечных батарей, клапанов, трубопроводов системы обеспечения тепловых режимов (СОТР), двигательных установок, аккумуляторов, сосудов под давлением, оптических компонентов и других элементов изделия). В таблице 1 приведены рекомендации по проведению различных типов квалификационных испытаний приборов и агрегатов КА согласно стандарту ISO 15864. Аналогичные рекомендации приведены в таблице 2 для приборов и агрегатов МКА согласно стандарту ISO 19683.

Из таблиц 1 и 2 видно, что за рубежом проведение акустических испытаний большинства приборов и агрегатов не является обязательным, акустическая отработка таких изделий заменяется испытаниями на воздействие ШСВ. В некоторых случаях указывается, что проведение отработки на акустические воздействия и случайную вибрацию для одного изделия избыточно, поэтому выбирается более предпочтительный вариант испытаний, а оставшийся считается опциональным.

Для МКА в сборе зачётные акустические испытания по ISO 19683 являются опциональными, а зачётные испытания на воздействие ШСВ – обязательными. При этом указывается, что, если справочником пользователя РН предусмотрено проведение обоих видов испытаний, то обязательным является проведение только одного из двух, а другой – опционален. Аналогичная логика применяется для КА в сборе по ISO 15864.

Кроме того, в стандарте ISO 19683 определён критерий для установления стратегии отработки и принятия решения о проведении акустических испытаний. Считается, что допустимо проводить замену акустического нагружения на эквивалентное вибрационное, если входные силовые воздействия от ШСВ превышают входные силовые воздействия от акустического нагружения в третьоктавных диапазонах. В результате, критерий замены акустических испытаний на вибрационные определяется отношением площади поверхности  $F$  испытываемого изделия к его массе  $m$ :

таблица 1 – Требования к зачётным испытаниям приборов и агрегатов КА по ISO 15864

виды нагружения	электронные компоненты	антенны	механизмы	солнечная батарея	аккумуляторная батарея	клапан	двигательная установка	сосуды под давлением	система обеспечения ориентации	СОТР	оптические системы	силовая конструкция
гармоническая вибрация	о	о	т	о	т	о	о	т	т	о	о	т
случайная вибрация	т	т*	т	т*	т	т	т	т	т	т	т*	т*
акустическое воздействие	о	т*	–	т*	–	–	–	–	–	т	т*	т*

Примечания  
т – Требуется.  
о – Опционально.  
– – Не требуется.  
\* – Рекомендуется проведение либо вибрационных, либо акустических испытаний. При этом другой вид испытаний остаётся на усмотрение разработчика.

таблица 2 – Требования к зачётным испытаниям приборов и агрегатов малых КА по ISO 19683

виды нагружения	электронные компоненты	антенны	механизмы	солнечная батарея	аккумуляторная батарея	клапан	двигательная установка	сосуды под давлением	система обеспечения ориентации	СОТР	оптические системы	силовая конструкция
гармоническая вибрация	–	о*	–	о*	–	–	–	–	–	–	о*	о*
случайная вибрация	т	т	т	т	т	т	т	т	т	т	т	т
акустическое воздействие	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–

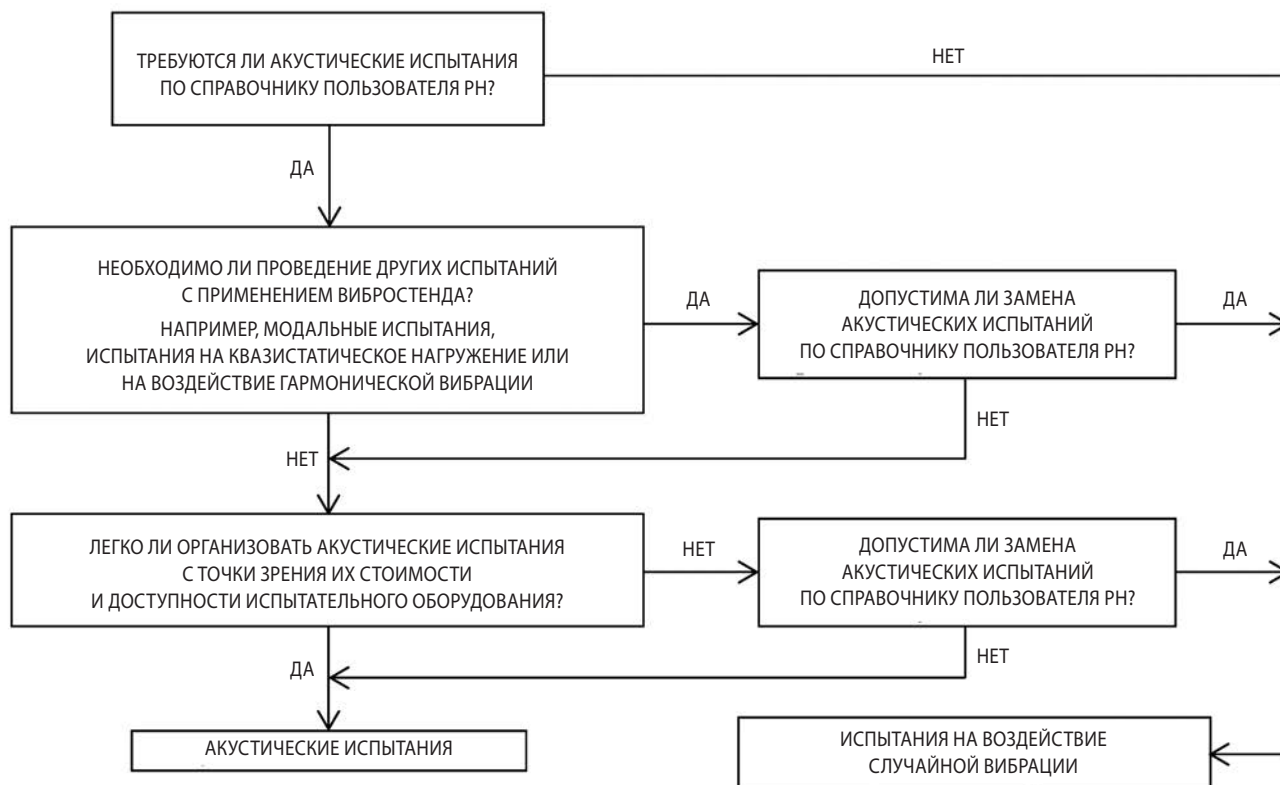
Примечания  
т – Требуется.  
о – Опционально.  
– – Не требуется.  
\* – Требуется в случае, если собственные частоты изделия с большой эффективной массой не превышают 200 Гц.

$$\frac{F}{m} < \frac{A_b}{P_a}, \quad (1)$$

где  $A_b$  – среднеквадратическое значение ускорения от случайного воздействия в третьоктавном диапазоне;  $P_a$  – среднеквадратическое значение акустического давления в третьоктавном частотном диапазоне.

В качестве площади поверхности  $F$  в соответствии с ISO 19683 может приниматься полная площадь поверхности прибора либо (что менее консервативно) часть площади поверхности прибора, подверженная акустическому воздействию.

Таким образом, в зарубежной практике при проведении акустических испытаний учитывается назначение и динамические характеристики объектов, а также критерий замены акустического нагружения на эквивалентное вибрационное, который определяется из результатов сравнения нормативных входных воздействий. Сформированные требования и рекомендации о проведении испытаний обеспечивают подтверждение стойкости конструкции различных КА и их комплектующих к внешним воздействующим факторам при эксплуатации. Стоит отметить,



**рисунок.** Логика принятия решения о проведении акустических испытаний малых КА

что критерий замены акустического нагружения на эквивалентное вибрационное в основном применяется только при испытаниях некоторых групп приборов, агрегатов и кубсатов, поскольку собранные КА, как правило, могут содержать чувствительные к акустическому воздействию элементы, расположенные на значительном расстоянии от зоны входного динамического воздействия. Логика принятия решения о проведении акустических испытаний малых КА представлена на рисунке.

В данной статье предлагаются способы формирования критерия замены акустического нагружения на эквивалентное вибрационное для отдельных групп приборов и агрегатов, который рассчитывается по результатам сравнения откликов осцилляторов от заданных входных воздействий.

## **2. Аналитическая оценка соотношения между характерной площадью поверхности конструкции и его массы**

В этом разделе проведена аналитическая оценка соотношения между среднеквадратичными ускорениями массы осциллятора, получаемыми в одном частотном диапазоне, от акустического и вибрационного воздействия.

Для проведения этих исследований достаточно оценить уровни спектральных плотностей ускорений и среднеквадратических ускорений осцилляторов, моделирующих динамическое поведение приборов на основных типовых частотах, определяемых жесткостями крепления приборов к силовому корпусу. При этом акустические воздействия задаются в виде силы, приложенной к массе осциллятора, равной давлению, умноженному на некоторую площадь. Вибрационное воздействие задается в виде спектральной плотности ускорения, приложенного к узлу подвески осциллятора. В обоих случаях используются спектральные плотности во всем нормативном частотном диапазоне.

Исходными данными для проведения анализа являются нормативные акустические режимы и нормативные режимы при действии ШСВ. Эти режимы могут определяться на основе справочников пользователей ракет-носителей, например в (*Soyuz at the Guiana space center...*, 2012; *Minotaur...*, 2002; *Ariane 4...*, 1998), нормативных документов по прочности, например в (*СТО ГК «Роскосмос» 1005-2019...*, 2019; *ГОСТ 56514-2015...*, 2015) или на основе результатов анализа связанных нагрузок, проведенного разработчиками ракеты-носителя и головного обтекателя. Для целей настоящей статьи были использованы данные по уровням случайной вибрации и акустического давления, приведенные в (*СТО ГК «Роскосмос» 1005...*, 2019).

Уровни звукового давления  $D$  в децибелах и средне-квадратические значения звукового давления  $P_a$  в паскалях связаны следующим образом (Ганабов В.И. и др., 1973):

$$P_a = P_0 10^{\frac{D}{20}}, \quad (2)$$

где  $P_0$  – пороговое звуковое давление. Для воздуха  $P_0 = 2 \cdot 10^{-5}$  Па.

Оценим ускорение массы осциллятора  $m$  от акустического воздействия  $P_a$  (2). При условной площади поверхности прибора  $F$  СКЗ силы, действующей на массу осциллятора, будет равна  $P_a F$  и динамическое поведение такой системы с учётом диссипативных свойств описывается уравнением:

$$\ddot{\xi}(t) + \frac{\omega_0 \delta}{\pi} \dot{\xi}(t) + \omega_0^2 \xi(t) = \frac{P_a F}{m} e^{i\omega t}, \quad (3)$$

где  $\delta$  – логарифмический декремент;  $\omega_0$  – собственная частота осциллятора;  $\omega$  – частота внешнего воздействия на осциллятор.

Решение уравнения (3) в таком случае будет иметь вид:

$$\begin{aligned} \xi(t) &= u_a(\omega) e^{i\omega t}, \quad \dot{\xi}(t) = i\omega u_a(\omega) e^{i\omega t}, \\ \ddot{\xi}(t) &= -\omega^2 u_a(\omega) e^{i\omega t}, \end{aligned} \quad (4)$$

где  $u_a(\omega)$  – амплитуда перемещения массы осциллятора в комплексной форме.

После подстановки соотношений (4) в уравнение (3) будем иметь:

$$u_a(\omega) \left( \omega_0^2 - \omega^2 + i \frac{\delta \omega_0 \omega}{\pi} \right) = \frac{P_a F}{m}.$$

Отсюда, комплексная форма амплитуды ускорения динамического отклика осциллятора под действием звукового давления примет вид:

$$a_a(\omega) = \frac{\omega^2 P_a F}{m \left( \omega_0^2 - \omega^2 + i \frac{\delta \omega_0 \omega}{\pi} \right)}.$$

Максимальное значение амплитуды ускорения на резонансе составит:

$$a_a(\omega_0) = \frac{P_a F Q}{m},$$

где  $Q = \frac{\pi}{\delta}$  – добротность.

Определим ускорение массы осциллятора при вибрационном нагружении. Пусть на основание осциллятора с массой  $m$ , собственной частотой  $\omega_0$  и логарифмическим декрементом  $\delta$  действует ускорение  $\ddot{\xi}(t)$ . Тогда для определения амплитуды выходного процесса полное перемещение будет представляться в виде:

$$u_v(t) = \xi_0(t) + \xi(t), \quad (5)$$

где  $\xi(t)$  – перемещение массы осциллятора относительно основания;  $\xi_0(t)$  – смещение основания относительно среднего положения.

Динамическое поведение осциллятора в таком случае описывается уравнением:

$$\ddot{\xi}(t) + \frac{\omega_0 \delta}{\pi} \dot{\xi}(t) + \omega_0^2 \xi(t) = -\ddot{\xi}_0(t). \quad (6)$$

Решение уравнения (6) находится аналогично соотношениям (4):

$$\begin{aligned} \xi(t) &= B_b(\omega) e^{i\omega t}, \quad \dot{\xi}(t) = i\omega B_b(\omega) e^{i\omega t}, \\ \ddot{\xi}(t) &= -\omega^2 B_b(\omega) e^{i\omega t}, \quad \ddot{\xi}_0(t) = -A_b e^{i\omega t}, \\ \xi_0(t) &= \frac{A_b}{\omega^2} e^{i\omega t}, \end{aligned} \quad (7)$$

где  $B_b(\omega)$  – амплитуда перемещения массы осциллятора относительно его основания;  $A_b$  – средне-квадратическое значение ускорения приложенного к основанию осциллятора, полученное на основе нормативных режимов нагружения для некоторого частотного диапазона.

После подстановки соотношений (7) в уравнение (6) будем иметь:

$$B_b(\omega) \left( \omega_0^2 - \omega^2 + i \frac{\delta \omega_0 \omega}{\pi} \right) = A_b.$$

Тогда, учитывая соотношение (5), полное ускорение массы осциллятора при действии заданного ускорения в точке подвеса осциллятора в абсолютной системе координат примет вид:

$$a_v(\omega) = \frac{\omega^2 A_b}{\omega_0^2 - \omega^2 + i \frac{\delta \omega_0 \omega}{\pi}} + A_b.$$

Максимальное значение амплитуды абсолютного ускорения на резонансе составит:

$$a_v(\omega_0) = A_b \sqrt{1 + Q^2}.$$

Определим связь между площадью поверхности прибора и его массой при условии, что ускорение массы осциллятора от вибрации на резонансе  $a_v(\omega_0)$  в  $n$  раз превышает ускорение массы осциллятора от акустики  $a_a(\omega_0)$  на резонансе:

$$\frac{a_v(\omega_0)}{a_a(\omega_0)} > n.$$

Тогда соотношение между площадью поверхности прибора  $F$  и его массой  $m$  будет иметь вид:

$$\frac{F}{m} < \frac{A_b}{nP_a} \sqrt{1 + Q^2} \quad (8)$$

или

$$\frac{F}{m} < \frac{A_b}{nP_a} (1 + 0.5Q^{-2} + o(Q^{-2})).$$

## АНАЛИЗ УСЛОВИЙ АКУСТИЧЕСКОГО И ВИБРАЦИОННОГО НАГРУЖЕНИЯ ПРИБОРНО-АГРЕГАТНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Более строгий критерий замены акустического нагружения на эквивалентное вибрационное можно получить, сравнив среднеквадратические ускорения масс осцилляторов при воздействии случайным процессом.

В качестве случайных процессов задаётся режим акустического нагружения и режим случайного нагружения на ШСВ из типового справочника пользователя во всём частотном диапазоне.

Пусть на массу осциллятора  $m$  с площадью поверхности  $F$  воздействует значение звукового давления  $P_a$  со спектральной плотностью  $S_{P_a}(\omega)$ . Спектральная плотность выходного процесса  $S_{a_a}(\omega)$  для линейного осциллятора согласно теореме о передаточной функции выражается через спектральную плотность входного случайного процесса  $S_{P_a}(\omega)$  в виде (Болотин В.В., 1979):

$$S_{a_a}(\omega) = H_{P_a}(\omega) H_{P_a}^*(\omega) S_{P_a}(\omega),$$

где  $H_{P_a}(\omega)$  – передаточная функция от силового воздействия к ускорению, звёздочка означает комплексное сопряжение.

Среднеквадратическое значение ускорения  $a_a$  в таком случае будет иметь вид:

$$a_a = \frac{F}{m} \sqrt{\int_{f_{left}}^{f_{right}} H_{P_a}(\omega) H_{P_a}^*(\omega) S_{P_a}(\omega) d\omega},$$

где  $f_{left}, f_{right}$  – границы всего рассматриваемого нормативного частотного диапазона.

Стоит отметить, что в отличие от детерминированного подхода в данном методе используются спектральные плотности во всем нормативном частотном диапазоне от  $f_{left}$  до  $f_{right}$ .

Аналогично соотношение получается для осциллятора с массой  $m$ , собственной частотой  $\omega_0$  и логарифмическим декрементом  $\delta$ , на основании точки подвеска которого действует ускорение со спектральной

**таблица 3** – Критерий замены акустического нагружения на эквивалентное вибрационное для отдельных групп приборов при добротности  $Q=10$  и  $n=2$

собственная частота осциллятора, Гц	$F/m, \text{ м}^2/\text{кг}$		
	детерминированный расчёт	расчёт на случайное воздействие	расчёт по ISO 19683
31,5	0,07	0,05	0,07
63	0,08	0,07	0,08
125	0,09	0,09	0,09
250	0,13	0,13	0,13
500	0,27	0,27	0,27
1000	0,87	0,89	0,86

**таблица 4** – Критерий замены акустического нагружения на эквивалентное вибрационное для отдельных групп приборов при добротности  $Q=10$  и  $n=3$

собственная частота осциллятора, Гц	$F/m, \text{ м}^2/\text{кг}$		
	детерминированный расчёт	расчёт на случайное воздействие	расчёт по ISO 19683
31,5	0,05	0,03	0,05
63	0,05	0,04	0,05
125	0,06	0,06	0,06
250	0,09	0,08	0,08
500	0,18	0,18	0,18
1000	0,58	0,59	0,57

**таблица 5** – Критерий замены акустического нагружения на эквивалентное вибрационное для отдельных групп приборов при добротности  $Q=10$  и  $n=5$

собственная частота осциллятора, Гц	$F/m, \text{ м}^2/\text{кг}$		
	детерминированный расчёт	расчёт на случайное воздействие	расчёт по ISO 19683
31,5	0,03	0,02	0,03
63	0,03	0,03	0,03
125	0,03	0,03	0,03
250	0,05	0,05	0,05
500	0,11	0,11	0,11
1000	0,35	0,35	0,34

плотностью  $S_{A_b}(\omega)$ . Среднеквадратическое значение ускорения  $a_b$  в таком случае запишется так:

$$a_b = \sqrt{\int_{f_{left}}^{f_{right}} H_{A_b}(\omega) H_{A_b}^*(\omega) S_{A_b}(\omega) d\omega},$$

где  $H_{A_b}(\omega)$  – передаточная функция от входного ускорения к выходному ускорению, звёздочка означает комплексное сопряжение.

Исходя из условия  $a_b < n a_a$ , при котором ускорение от случайной вибрации  $a_b$  в  $n$  раз превышает ускорение от акустики  $a_a$ , соотношение между площадью поверхности акустического воздействия и массой прибора принимает вид:

$$\frac{F}{m} < \frac{\sqrt{\int_{f_{left}}^{f_{right}} H_{A_a}(\omega) H_{A_a}^*(\omega) S_{A_a}(\omega) d\omega}}{n \sqrt{\int_{f_{left}}^{f_{right}} H_{P_a}(\omega) H_{P_a}^*(\omega) S_{P_a}(\omega) d\omega}}. \quad (9)$$

Результаты определения соотношений между площадью характерной поверхности прибора и его массой, при котором случайная вибрация перекрывает акустические воздействия в несколько раз, приведены в таблицах 3–5. В этих таблицах «детерминированный расчёт» проводится в шести октавных диапазонах согласно соотношению (8), «расчёт на случайное воздействие» согласно соотношению (9), а «расчёт по ISO 19683» согласно соотношению (1) на основе сопоставления входных воздействий. Критерий замены в таблицах необходимо понимать следующим образом: в случае, если для прибора (группы приборов) отношение эффективной площади к массе не превышает величины, приведённой в таблице, то испытания на воздействие ШСВ обеспечивают большее нагружение, чем акустические в заданном частотном диапазоне.

## заключение

Представлены аналитические способы оценки критерия замены в виде отношения условной площади поверхности испытываемого прибора к его массе, при выполнении которого случайная вибрация перекрывает акустические воздействия. Критерий замены акустического нагружения на эквивалентное вибрационное определяется по результатам сравнения откликов осцилляторов от заданных входных воздействий. Используя типовые нормативные акустические режимы и вибрационные режимы при действии широкополосной случайной вибрации, определены соотношения между площадью характерной поверхности прибора и его массой. Полученные данные могут способствовать принятию решения об исключении акустических испытаний отдельных групп приборов, ограничиваясь только вибрационными испытаниями.

## список литературы

Бабаков А.В., Финченко В.С. Теоретико-экспериментальное исследование обтекания дозвуковым газовым потоком лобового аэродинамического экрана после отделения от спускаемого аппарата «ЭКЗОМАРС» в атмосфере планеты // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 2. С. 41-54.

Болотин В.В. Случайные колебания упругих систем. М.: Наука, 1979. 336 с.

Ганабов В.И., Власов Е.В., Ефимцов Б.М. и др. Авиационная акустика. М.: Машиностроение, 1973. 448 с.

ГОСТ 56514-2015 Национальный стандарт Российской Федерации. Нормы прочности автоматических космических аппаратов. М.: Российский институт стандартизации, 2015. 27 с.

Деменко О.Г., Бирюков А.С., Бордадымов В.Е. К вопросу об использовании акустических испытаний при наземной отработке прочности КА // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 1. С. 10-18.

Ефанов В.В., Долгополов В.П. Луна. От исследования к освоению // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 3-8.

СТО ГК «Роскосмос» 1005-2019 Стандарт организации. Аппаратура бортовая автоматических космических аппаратов. Базовые несущие конструкции. Внешние воздействующие факторы. Общие технические требования. М.: АО «Российские космические системы», 2019. 18 с.

Шуришаков А.Е., Карчаев Х.Ж., Мошнеев А.А., Лоханов И.В. На шаг впереди // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 2. С. 3-18.

Ariane 4. User's manual (Справочник пользователя. Ариан-4), 1998. 346 с.

ISO/CD 19683:2017 Space systems – Design qualification and acceptance tests of small spacecraft and units (Космические системы. Аттестация конструкции и приемо-сдаточные испытания малых космических аппаратов и их комплектующих компонентов), 2017. 84 с.

ISO/DIS 15864:2020 Space systems – General test methods for spacecraft, subsystems and units (Космические системы. Общие методы испытаний космических аппаратов, подсистем и агрегатов), 2020. 29 с.

Minotaur. User's guide (Справочник пользователя. Минотавр), 2002. 69 с.

Soyuz at the Guiana space center. User's manual (Справочник пользователя. «Союз» в космическом центре Гвианы), 2012. 244 с.

Статья поступила в редакцию 26.02.2026

Статья после доработки 03.03.2026

Статья принята к публикации 03.03.2026

## ПРИМЕНЕНИЕ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЛЯ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ В СИСТЕМЕ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ПЛАВАЮЩЕЙ АЭРОСТАТНОЙ СТАНЦИИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ

## THE USE OF SIMULATION MODELING TO ESTIMATE THE EFFICIENCY OF USING A SOLAR BATTERY IN THE POWER SYSTEM OF AN AEROBOT FOR VENUS EXPLORATION



**Н.А. Ткачев<sup>1</sup>,**  
аспирант,  
*TkachevNA@laspace.ru;*  
**N.A. Tkachev**



**Е.В. Лоскутова<sup>1</sup>,**  
аспирант,  
*LoskutovaEV@laspace.ru;*  
**E.V. Loskutova**



**А.В. Косенкова<sup>1</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
*TarasovaAV@laspace.ru;*  
**A.V. Kosenkova**

*В работе рассмотрено применение солнечной батареи в составе системы электропитания плавающей аэростатной станции, функционирующей в облачном слое атмосферы Венеры. Проведены расчёты и сравнение характеристик вариантов системы электропитания с использованием солнечной батареи и без неё. Расчётные характеристики подтверждены путём виртуальных испытаний имитационной модели плавающей аэростатной станции. Оценена эффективность использования солнечной батареи в составе такой станции.*

*Ключевые слова:*  
*имитационное моделирование;*  
*плавающая аэростатная станция;*  
*Венера;*  
*система электропитания;*  
*солнечная батарея.*

DOI: 10.26162/LS.2026.71.1.008

*The paper considers the use of a solar battery as a part of the power system of an aerobot operating in the cloud layer of the atmosphere of Venus. Calculations and comparison of the characteristics of the power system options with and without a solar battery have been carried out. The calculated characteristics were confirmed by virtual tests of a simulation model of the aerobot. The efficiency of using a solar battery as a part of such an aerobot was estimated.*

*Key words:*  
*simulation modeling;*  
*aerobot;*  
*Venus;*  
*power system;*  
*solar battery.*

<sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

## Введение

Интерес мирового научного сообщества к исследованиям Венеры не угасает. Так, различные космические агентства заявили о планируемых миссиях по исследованию Венеры в течение 30-х годов XXI столетия. В них входят: DAVINCI+ (NASA), VERITAS (NASA), Shukrayaan-1 (Индия), EnVision (ЕКА), VOICE (Китай), Morning Star (Частная программа) (Limaye S.S., Garvin J.B., 2023). Большинство миссий планируют исследование планеты дистанционными методами – с использованием научного оборудования на орбитальных аппаратах. Более глубокого изучения требуют контактные методы измерения соответствующими космическими средствами: посадочными аппаратами, планерами и др.

Инструментом для контактного исследования атмосферы планеты может стать плавающая аэростатная станция, которая в самой простой схеме представляет собой газонаполненную шаровидную оболочку с подвешенной к ней гондолой с научной и служебной аппаратурой (Воронцов В.А. и др., 2021). Плавающая аэростатная станция может предоставить уникальные данные *in situ* о метеорологических параметрах, составе атмосферы, природе и распределении поглотителя ультрафиолетового излучения, а также о структуре, составе и микрофизике облаков Венеры, в том числе о наличии в них биомаркеров (Zelenyi L.M. et al., 2024).

Впервые успешный опыт применения плавающей аэростатной станции был продемонстрирован в советских миссиях в 80-е годы прошлого столетия (Ефанов В.В., Шевалев И.Л., 2013; Косенкова А.В., Ефанов В.В., Седых О.Ю., 2023). Однако аппаратура плавающей аэростатной станции проработала всего 46 часов и проводила исследования лишь на ночной стороне планеты (Автоматические космические аппараты..., 2010).

Современным плавающим аэростатным станциям необходимо обеспечить длительное функционирование для более глубокого изучения облачного слоя атмосферы. Это позволит проводить научные эксперименты в различных условиях, включая разные широты и смену суток, а также повысить частоту измерений.

Один из путей увеличения продолжительности функционирования плавающей аэростатной станции – внедрение системы электропитания, включающей в свой состав солнечную и аккумуляторную батареи.

При разработке сложных технических систем, таких как система электропитания, необходимо учитывать взаимодействие её компонентов как между собой, так и с другими системами изделия, а также воздействие на них внешних условий. Для этого

целесообразно создание виртуально-имитационной модели разрабатываемой системы, позволяющей подтвердить соответствие принятых технических решений предъявляемым требованиям.

В работе рассматриваются два варианта исполнения системы электропитания:

1. Источником энергии служит химический источник тока.

2. Источниками энергии служат работающие совместно солнечная батарея, состоящая из фотоэлектрических преобразователей, и аккумуляторная батарея.

В состав второго варианта системы электропитания входит также энергопреобразующий модуль, обеспечивающий совместную работу солнечной и аккумуляторной батарей.

Так как для одного и того же набора потребителей электроэнергии в составе плавающей аэростатной станции и одинаковой циклограмме их функционирования выходные мощности двух типов системы электропитания не должны различаться, основным критерием эффективности в данной работе считается соотношение масс рассматриваемых типов системы.

Таким образом, цель работы – оценить соотношение масс двух типов системы электропитания: с использованием солнечной батареи и без неё при одинаковых циклограммах электропотребления и начальных условиях.

Для определения масс обоих типов системы рассчитываются, а затем при помощи виртуальных испытаний подтверждаются их характеристики.

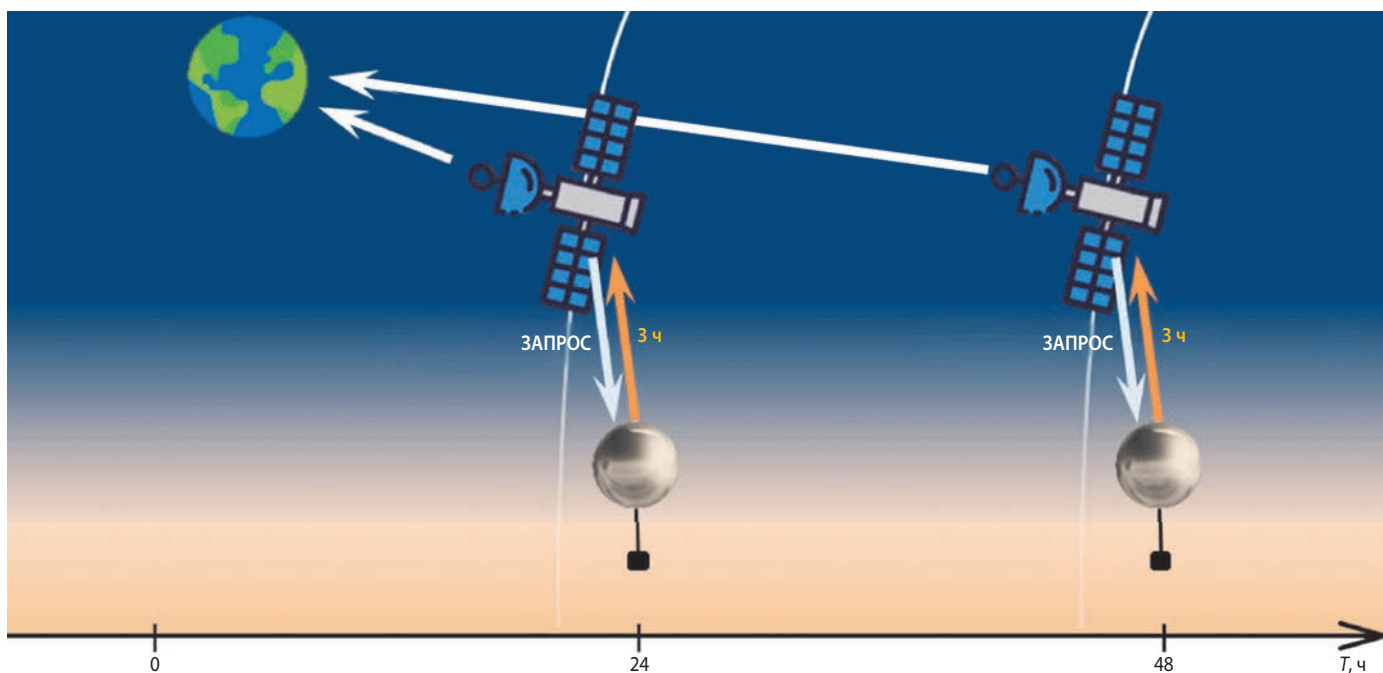
## 1. Постановка задачи

В работе рассматривается плавающая аэростатная станция, функционирующая в условиях облачного слоя атмосферы Венеры и предназначенная для сбора и накопления научной информации с целью дальнейшей её передачи на Землю.

Развёртывание продолжительно плавающей аэростатной станции в атмосфере Венеры осуществляется на ночной стороне планеты вблизи вечернего терминатора в районе экватора. После развёртывания она под действием атмосферной циркуляции осуществляет дрейф на восток к вечернему терминатору. Под действием меридионального ветра плавающая аэростатная станция постепенно смещается к северу в область средних широт.

Рассматриваемая плавающая аэростатная станция представляет собой наполненную гелием оболочку с подвешенной на ней гондолой, в состав которой входят: система управления, система электропитания, радиосистема, научная аппаратура, конструкция гондолы, бортовая кабельная сеть.

**ПРИМЕНЕНИЕ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЛЯ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ В СИСТЕМЕ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ПЛАВАЮЩЕЙ АЭРОСТАТНОЙ СТАНЦИИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ**

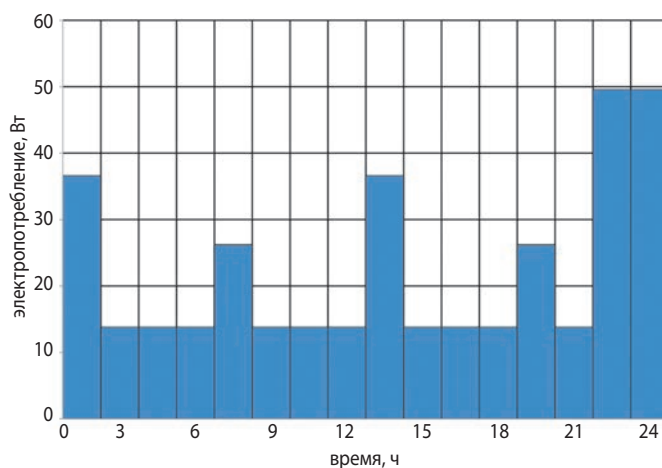


**рисунок 1.** Схема радиосвязи плавающей аэростатной станции с наземными станциями

Система электропитания здесь предназначена для электроснабжения системы управления, радиосистемы и научной аппаратуры.

В работе также принято, что целевая и служебная информация передаётся на Землю с использованием орбитального аппарата-ретранслятора, находящегося на орбите искусственного спутника Венеры с периодом обращения, позволяющим принимать радиосигнал от аэростатной станции в течение трёх часов каждые 24 часа. Рассматриваемая схема радиосвязи представлена на рисунке 1.

Энергетические характеристики потребителей, принятые по характеристикам существующих функциональных аналогов, создаваемых для микроспутников формата CubeSat и других, представлены в таблице 1.



**рисунок 2.** Циклограмма потребления за типовые сутки полёта

**таблица 1** – Энергетические характеристики потребителей

составная часть	потребляемая мощность, Вт	длительность включения	частота включения, ч <sup>-1</sup>
система управления:			
вычислительный модуль	1,0	всегда	–
телеметрический модуль	0,5	всегда	–
модуль коммутации питания	2,9	всегда	–
радиосистема:			
приёмно-передающее устройство	5,0	всегда	–
усилитель мощности	35,0	3 ч	1/24
научная аппаратура:			
научный прибор 1	2,5	всегда	–
научный прибор 2	12,0	1,5 ч	1/6
научный прибор 3	10,0	1,5 ч	1/12
блок электроники	1,5	всегда	–

Частота включения научных приборов принимается из эвристических соображений с учётом траектории дрейфа и выбранной схемы радиосвязи.

Рассматриваемая суточная циклограмма потребления аппаратуры имеет циклический характер и повторяется непрерывно в течение всего времени дрейфа. С учётом данных таблицы 1, она имеет вид, представленный на рисунке 2.

Энергетические характеристики потребителей и циклограмма потребления аппаратуры задаются для определённости и не влияют на вид математических и имитационных моделей, используемых далее для оценки эффективности использования солнечной батареи в составе плавающей аэростатной станции.

В рамках данной работы рассматривается влияние зональной и меридиональной составляющих ветра на траекторию движения аэростатной станции (Kerzhanovich V.V. et al., 1980; Kerzhanovich V.V., Limaye S.S., 1985). Вертикальное движение аэростатной станции в рамках работы не рассматривается ввиду малого изменения высоты плавания за рассматриваемое время дрейфа.

Освещённость в работе определяется с использованием основной модели освещённости Венеры (Маров М.Я. и др., 1976). Распределение температуры в атмосфере принимается согласно модели атмосферы Венеры *Venus Climate Database (Venus Climate Database, 2024)* для средних моделей солнечного излучения и альbedo облаков Венеры.

## 2. Расчёт характеристик системы электропитания

Расчёт характеристик систем электропитания осуществляется с использованием уравнений энергобаланса (1), полученных из условий:

- равенства сгенерированной солнечными батареями и потреблённой аппаратурой плавающей аэростатной станции электрической энергии за время дрейфа с учётом потерь в кабелях и на ключах;
- заряда аккумуляторной батареи всей избыточной электрической мощностью, генерируемой солнечной батареей.

$$\begin{cases} \int_0^T P_{\text{СБ}}(t) dt = k_{\text{зап}} \cdot \int_0^T \sum_{k=1}^K P_{\text{потр } k}(t) dt \\ P_{\text{АБ}}(t) = P_{\text{СБ}}(t) - \sum_{k=1}^K P_{\text{потр } k}(t) \end{cases}, \quad (1)$$

где  $P_{\text{СБ}}$  – генерируемая мощность солнечной батареи, Вт;

$P_{\text{потр } k}$  – потребляемая электрическая мощность  $k$ -го потребителя с учётом потерь на ключе потребителя, Вт;

$P_{\text{АБ}}$  – потребляемая в процессе зарядки электрическая мощность аккумуляторной батареи, Вт;

$k_{\text{зап}} = 1,15$  – проектный коэффициент запаса, учитывающий деградацию фотоэлектрических преобразователей за время функционирования, изменение ориентации солнечной батареи ввиду возможных колебаний гондолы в полёте и отклонение действительных характеристик фотоэлектрических преобразователей от паспортных, и определяемый в соответствии с рекомендациями (Дыбля А.Ю., Кузина Т.А., Самойлов В.В., 2020);

$T$  – планируемая продолжительность функционирования плавающей аэростатной станции, с;

$K$  – количество потребителей;

$t$  – время, с.

При отсутствии солнечной батареи в составе плавающей аэростатной станции доступная к использованию энергия химического источника тока приравнивается к общим затратам энергии станции за срок активного существования.

Солнечная батарея, при её наличии, устанавливается на гондолу таким образом, что в рабочем положении она находится в плоскости перпендикулярной к продольной оси гондолы и аэростатной станции в целом. При этом, ввиду функционирования плавающей аэростатной станции в облачном слое Венеры, обеспечивающем значительное рассеяние солнечного света, солнечная батарея на каждой из панелей содержит равное количество фотоэлектрических преобразователей на обеих её сторонах: верхней и нижней. Отсюда расчётная энергия  $E_{\text{СБ}}$  (Вт·ч), вырабатываемая солнечной батареей за планируемое время функционирования плавающей аэростатной станции, определяется по формуле:

$$E_{\text{СБ}} = \int_0^T P_{\text{СБ}}(t) dt = (Q_{\text{в}} + Q_{\text{н}}) \cdot N \cdot \xi_{\text{ФЭП}} \cdot \eta_{\text{АММ}}, \quad (2)$$

где  $N$  – количество пар фотоэлектрических преобразователей (верхний и нижний);

$\xi_{\text{ФЭП}}$  – расчётная удельная электрическая мощность фотоэлектрических преобразователей, Вт/(Вт/м<sup>2</sup>), принимаемая в работе как отношение теоретической максимальной мощности одного фотоэлектрического преобразователя при освещённости 1000 Вт/м<sup>2</sup> при максимальной температуре солнечной батареи (за планируемое время функционирования плавающей аэростатной станции при заданных условиях к значению освещённости. Температура солнечной батареи в работе принимается равной температуре окружающей среды в соответствии с моделью температуры (*Venus Climate Database, 2024*) ввиду её незначительного изменения в процессе функционирования и отсутствия воздействия прямых солнечных лучей;

# ПРИМЕНЕНИЕ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЛЯ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ В СИСТЕМЕ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ПЛАВАЮЩЕЙ АЭРОСТАТНОЙ СТАНЦИИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ

$\eta_{\text{АММ}}$  – коэффициент эффективности алгоритма отбора максимальной мощности солнечной батареи (Anyu I.F. et al., 2020);

$Q_{\text{В}}$ ,  $Q_{\text{Н}}$  – солнечная энергия, получаемая с 1 м<sup>2</sup> фотоэлектрических преобразователей сверху и снизу соответственно, за планируемое время функционирования аэростатной станции, Вт·ч/м<sup>2</sup>:

$$Q_{\text{В}}=q_{\text{С}} \cdot \int_0^T f_{\text{В}}(\varphi(t), \lambda(t), H(t))dt, \quad (3)$$

$$Q_{\text{Н}}=q_{\text{С}} \cdot \int_0^T f_{\text{Н}}(\varphi(t), \lambda(t), H(t))dt, \quad (4)$$

где  $q_{\text{С}}=2680$  Вт/м<sup>2</sup> – плотность потока солнечной энергии на орбите Венеры;

$f_{\text{В}}(\varphi, \lambda, H)$ ,  $f_{\text{Н}}(\varphi, \lambda, H)$  – функции, значения которых определяются моделью освещённости Венеры в зависимости от широты  $\varphi$ , долготы  $\lambda$  и высоты  $H$  точки над поверхностью планеты.

Требуемое количество фотоэлектрических преобразователей  $N_{\text{ТР}}$  определяется из уравнения (2) с учётом выражений (3) и (4):

$$N_{\text{ТР}}=2:\text{floor} \left[ \frac{k_{\text{зап}} \cdot \int_0^T \left( \sum_{k=1}^K P_{\text{потр } k}(t) \right) dt}{(Q_{\text{В}}+Q_{\text{Н}}) \cdot \xi_{\text{ФЭП}} \cdot \eta_{\text{АММ}}} \right] + 2. \quad (5)$$

Требуемая энергоёмкость аккумуляторной батареи  $E_{\text{АБ}}^{\text{ТР}}$  (Вт·ч) на момент начала автономного функционирования плавающей аэростатной станции определяется так:

$$E_{\text{АБ}}^{\text{ТР}} = \frac{\max_{[0;T]} \left[ \theta \left( \int_0^T (-P_{\text{АБ}}(t)) dt \right) \cdot \int_0^T (-P_{\text{АБ}}(t)) dt \right]}{(\chi - \alpha)}, \quad (6)$$

где  $P_{\text{АБ}}$  – потребляемая в процессе зарядки электрическая мощность аккумуляторной батареи, Вт;

$\int_0^t (-P_{\text{АБ}}(t)) dt$ , – значение электроэнергии аккумуляторной батареи, потраченной на момент времени  $t$ ;

$\theta \left( \int_0^t (-P_{\text{АБ}}(t)) dt \right)$  – функция Хэвисайда от текущего значения потраченной ёмкости аккумуляторной батареи (позволяет учесть отсутствие перезаряда аккумуляторной батареи);

$\chi$  – допустимая глубина разряда химического аккумуляторной батареи (химического источника тока);

$\alpha=0,05$  – предполагаемый уровень разряда относительно располагаемой энергоёмкости аккумуляторной батареи (химического источника тока) на момент начала дрейфа плавающей аэростатной станции.

При отсутствии в составе плавающей аэростатной станции солнечной батареи требуемая энергоёмкость химического источника тока  $E_{\text{ХИТ}}^{\text{ТР}}$  (Вт·ч) определяется из уравнения (6) с учётом (1):

$$E_{\text{ХИТ}}^{\text{ТР}} = \frac{1}{\chi - \alpha} \cdot \int_0^T \sum_{k=1}^K P_{\text{потр } k}(t) dt. \quad (7)$$

## 3. Расчёт массы системы электропитания

Масса системы электропитания  $M_{\text{СЭП}}$  (кг) определяется как сумма масс её составных частей:

$$M_{\text{СЭП}}=M_{\text{АБ}}+M_{\text{СБ}}+M_{\text{ЭПМ}}+M_{\text{каб}}, \quad (8)$$

где  $M_{\text{АБ}}$  – масса аккумуляторной батареи (химического источника тока), кг;

$M_{\text{СБ}}$  – масса солнечной батареи, кг, включая массу фотоэлектрических преобразователей, шунтирующих и развязывающих диодов, кабелей, конструкции;

$M_{\text{ЭПМ}}$  – масса энергопреобразующего модуля, кг;

$M_{\text{каб}}$  – масса межблочных кабелей, кг, используемых для подключения составных частей системы электропитания друг к другу и для подключения системы электропитания к аппаратуре плавающей аэростатной станции.

Равенство (8) также можно переписать в виде:

$$M_{\text{СЭП}}=(1+m_{\text{каб}}) \cdot [m_{\text{АБ}} \cdot E_{\text{АБ}}^{\text{ТР}} + m_{\text{СБ}} \cdot N_{\text{ТР}} + m_{\text{ЭПМ}} \cdot \max(P_{\text{СБ}}(t))], \quad (9)$$

где  $m_{\text{каб}}$  – удельная масса межблочных кабелей, кг/кг, определяемая из проектных соображений;

$m_{\text{АБ}}$  – удельная масса аккумуляторной батареи (химического источника тока), кг/(Вт·ч), определяемая по изделиям-аналогам;

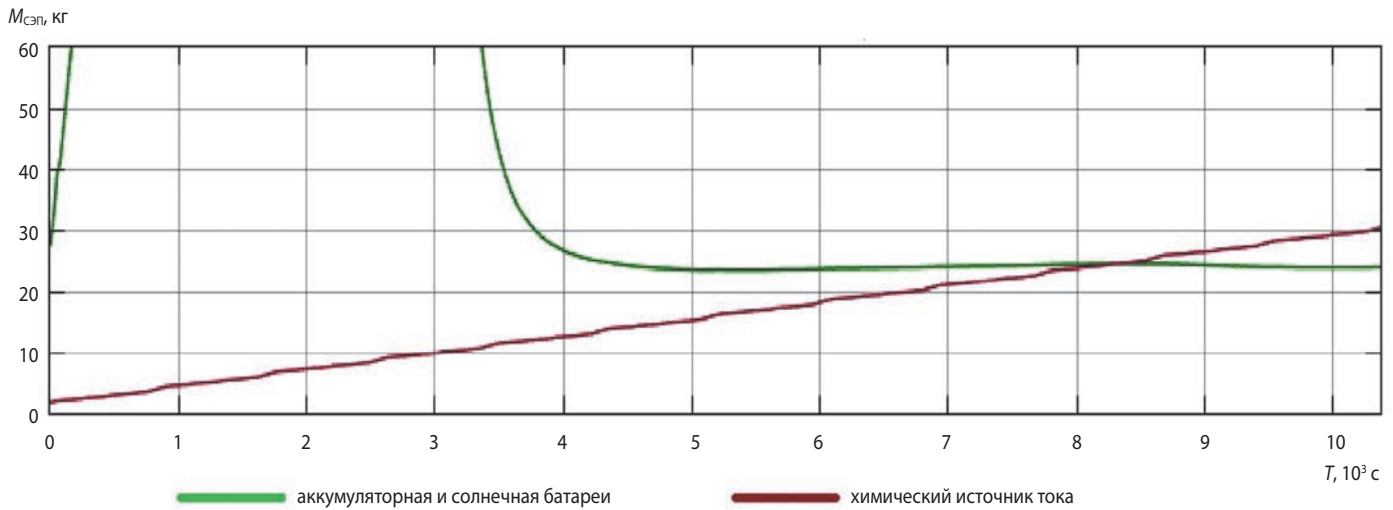
$m_{\text{СБ}}$  – удельная масса солнечной батареи, кг/шт, определяемая по изделиям-аналогам;

$m_{\text{ЭПМ}}$  – удельная масса энергопреобразующего модуля, кг/Вт, определяемая по изделиям-аналогам.

## 4. Результаты проведённых расчётов

Расчёт проведён в программной среде MATLAB. На рисунке 3 приведена зависимость массы двух вариантов системы электропитания от срока активного существования плавающей аэростатной станции.

Резкий рост массы системы электропитания с солнечной батареей обусловлен началом функционирования аэростатной станции вблизи вечернего терминатора и необходимостью запасания электроэнергии за короткий промежуток времени до входа в тень. При требуемой продолжительности дрейфа, достаточной для выхода из тени, снижается требуемая площадь солнечной батареи и соответственно масса всей системы.



**рисунк 3.** Результаты расчёта массы системы электропитания

На графике также видна характерная точка пересечения двух кривых: она показывает, что при требуемой длительности плавания менее 9,6 суток ( $8,3 \cdot 10^5 \text{ с}$ ) для заданной циклограммы потребления и точки начала дрейфа эффективно использование системы электропитания на основе химического источника тока. Но при большей длительности плавания использование солнечных батарей позволяет значительно сократить массу системы электропитания. Таким образом, при создании продолжительно плавающей аэростатной станции целесообразно использование солнечной батареи в составе её системы электропитания.

## 5. Имитационное моделирование плавающей аэростатной станции

Для подтверждения полученных выводов и верификации характеристик систем электропитания создана виртуально-имитационная модель рассматриваемой плавающей аэростатной станции в программной среде MATLAB Simulink. В рамках данной работы под виртуально-имитационной моделью понимается компьютерная модель, предназначенная

для моделирования процессов взаимодействия элементов сложных систем с целью изучения поведения этих систем (ГОСТ Р 57700.22-2020, 2020).

Структура модели приведена на рисунке 4.

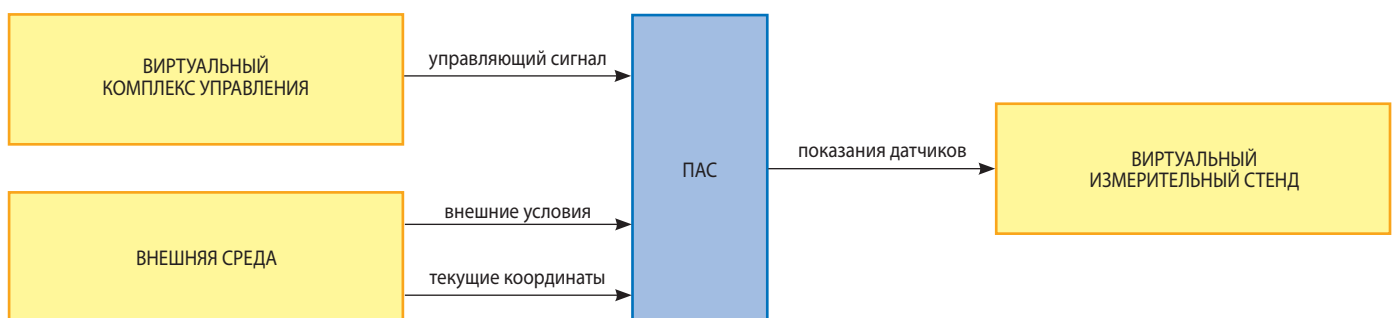
Рассматриваемая модель состоит из четырёх основных блоков:

- блока виртуального комплекса управления, моделирующего искусственные внешние воздействия, а именно, сигнал орбитального аппарата о возможности начала передачи научной информации;
- блока внешней среды, моделирующего воздействие на аэростатную станцию скорости ветра, освещённости, температуры;
- блока виртуального измерительного стенда, который снимает показания с виртуальных датчиков модели;
- блока изделия – плавающей аэростатной станции (ПАС).

Имитационная модель гондолы плавающей аэростатной станции приведена на рисунке 5.

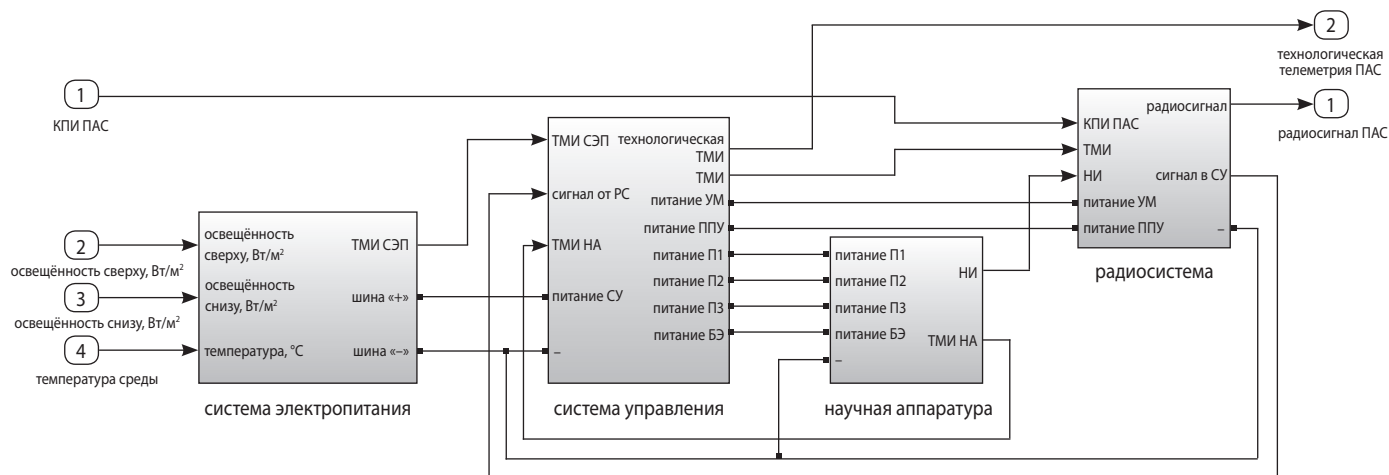
Модель имитирует:

- дрейф плавающей аэростатной станции от выбранной начальной точки под действием ветра;



**рисунк 4.** Структура имитационной модели

# ПРИМЕНЕНИЕ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЛЯ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ В СИСТЕМЕ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ПЛАВАЮЩЕЙ АЭРОСТАТНОЙ СТАНЦИИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ



рисунки 5. Имитационная модель гондолы плавающей аэростатной станции

- изменение освещенности и температуры от координат и высоты плавания;
- генерирование и хранение электроэнергии;
- отбор максимальной мощности солнечной батареи;
- ограничение зарядного тока и напряжения аккумуляторной батареи;
- коммутацию электропитания в соответствии с заложенной программой функционирования;
- ограничение потребления при недостаточном уровне заряда аккумуляторной батареи (химического источника тока).

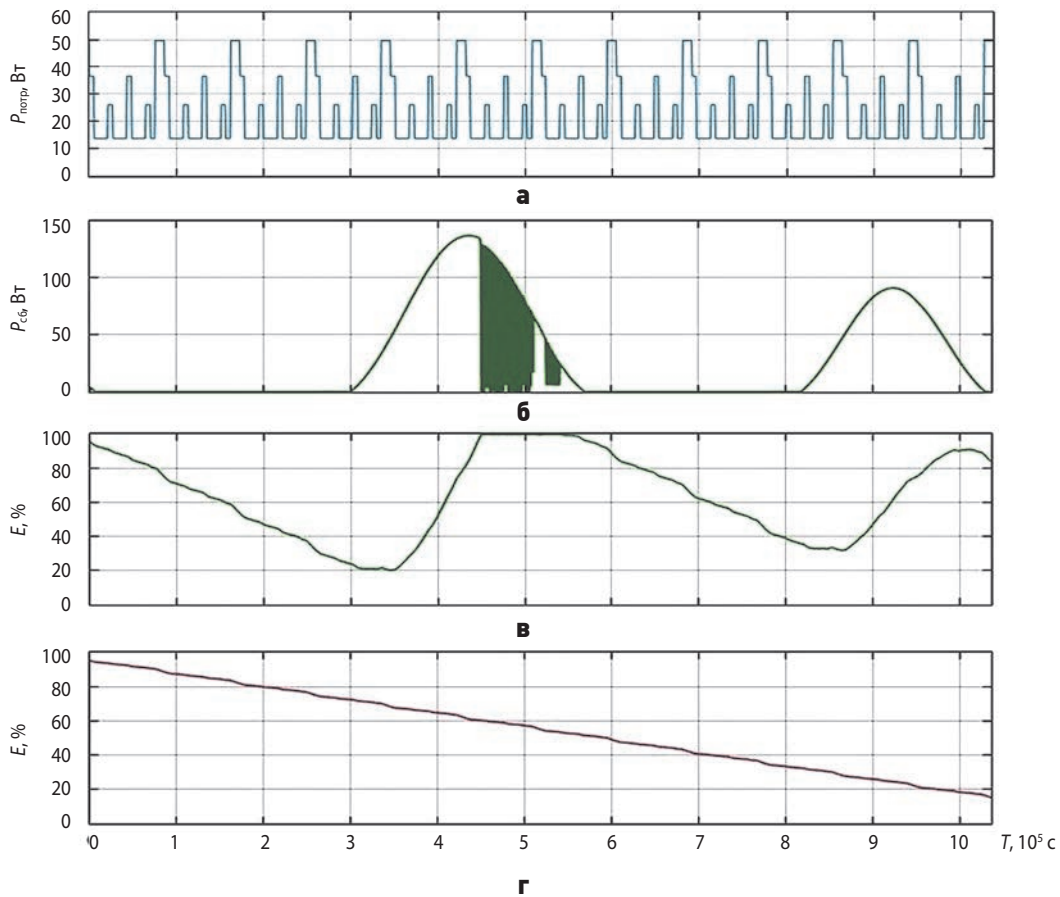
## 6. Результаты виртуальных испытаний

Для рассматриваемых типов систем электропитания проведены виртуальные испытания плавающей аэростатной станции, в процессе которых моделировалось функционирование станции в течение 12 суток, соответствующих двум полным виткам траектории дрейфа аэростатной станции вокруг Венеры.

Используя формулы (5), (6), (7) и (9), получены следующие характеристики двух типов систем электропитания, приведённые в таблице 2.

таблица 2 – Расчётные характеристики системы электропитания

характеристика	значение	
	химический источник тока	солнечная и аккумуляторная батареи
вариант системы электропитания		
продолжительность функционирования, ч	288,0	
номинальное напряжение шины питания, В	15,0	
средний ток шины питания, мА	1400	
требуемая энергоёмкость аккумуляторной батареи (химического источника тока), Вт·ч	7650	2670
допустимый остаточный уровень заряда аккумуляторной батареи (химического источника тока)	15%	20%
требуемое количество фотоэлектрических преобразователей	–	160
масса системы электропитания, кг:	31,2	23,0
масса аккумуляторной батареи (химического источника тока)	30,6	17,8
масса солнечной батареи	–	2,7
масса энергопреобразующего модуля	–	2,0
масса межблочных кабелей	0,6	0,5



**а** – потребление аппаратуры плавающей аэростатной станции; **б** – мощность солнечной батареи; **в** – уровень заряда аккумуляторной батареи при наличии солнечной батареи; **г** – уровень заряда химического источника тока.

**рисунок 6.** Результаты моделирования

На графике рисунка 6а можно видеть циклограмму потребления аппаратуры плавающей аэростатной станции, которая неизменно повторяется каждые сутки.

На графике рисунка 6б представлены изменения отбираемой мощности солнечной батареи, меняющейся в процессе дрейфа плавающей аэростатной станции. Заштрихованная область графика мощности солнечной батареи соответствует процессу работы энергопреобразующего модуля по ограничению зарядного напряжения аккумуляторной батареи. Снижение мощности солнечной батареи на последнем освещённом участке, наблюдаемое на графике рисунка 6б, обусловлено смещением плавающей аэростатной станции в процессе дрейфа от экватора к средним широтам, где уровень освещённости ниже, а продолжительность полёта над освещённой стороной планеты короче.

Кроме этого, на рисунках 6в и 6г приведены графики уровней заряда аккумуляторной батареи и химического источника тока с течением времени для двух рассматриваемых вариантов систем электропитания.

Остаточный уровень заряда по результатам виртуальных испытаний не превышает заданных допустимых пределов в 20% для системы электро-

питания с солнечной батареей и 15% для системы электропитания – без солнечной батареи. Кроме того, по результатам виртуальных испытаний можно сделать вывод о возможности увеличения потребляемой мощности плавающей аэростатной станции с солнечной батареей на первом освещённом участке траектории дрейфа без изменения конструкции и характеристик системы электропитания ввиду наличия неостребованной мощности солнечной батареи после полного заряда аккумуляторной батареи. Таким образом, результаты виртуальных испытаний подтверждают корректность расчётных значений проектных характеристик систем электропитания и выводы об эффективности использования солнечной батареи в составе продолжительно плавающей аэростатной станции.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В представленной работе предложен новый метод исследования функционирования плавающих аэростатных станций и их составных частей в условиях взаимодействия с внешней средой путём создания их виртуально-имитационных моделей и проведения виртуальных испытаний.

# ПРИМЕНЕНИЕ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЛЯ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ В СИСТЕМЕ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ПЛАВАЮЩЕЙ АЭРОСТАТНОЙ СТАНЦИИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ

Результаты работы могут быть применены при разработке миссий по исследованию планет с атмосферой с использованием плавающих аэростатных станций, а также для повышения степени автоматизации и цифровизации с целью ускорения процессов разработки новых и модернизации существующих космических средств, в том числе плавающих аэростатных станций.

## список литературы

*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований /* Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. Г.М. Полищука и д-ра техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 660 с.

*Воронцов В.А., Малышев В.В., Пичхадзе К.М.* Системное проектирование космических десантных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2021, 255 с.

*ГОСТ Р 57700.22-2020.* Компьютерные модели и моделирование. Классификация. М.: Стандартинформ, 2020. 8 с.

*Дыбля А.Ю., Кузина Т.А., Самойлов В.В.* Расчёт солнечных батарей космических аппаратов спутниковой системы связи на низкой круговой орбите // *Инновационная наука.* 2020. № 4. С. 28-31.

*Ефанов В.В., Шевалев И.Л.* Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований: В 3-х т. Т.1. 2-е изд. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2013. 492 с.

*Косенкова А.В., Ефанов В.В., Седых О.Ю.* Исследования планет земной группы дистанционными и контактными методами. Часть 1. История // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина.* 2023. № 4. С. 9-20.

*Маров М.Я. и др.* Предварительные результаты исследования светового режима в атмосфере и на поверхности Венеры // *Космические исследования.* 1976. Т. 14, № 5. С. 735-742.

*Anya I.F., Saha C., Ahmed H., Huda M.N. et al.* Performance Improvement of Perturb and Observe Maximum Power Point Tracking Technique for Solar PV Applications. In *Modern Maximum Power Point Tracking Techniques for Photovoltaic Energy Systems*; Eltamaly, A.M., Abdelaziz, A.Y., Eds.; Springer International Publishing: Cham, Switzerland, 2020. P. 283-301.

*Kerzhanovich V.V., Limaye S.S.* Circulation of the atmosphere from the surface to 100 km // *Advances in Space Research.* 1985. Vol. 5, № 11. P. 59-83.

*Kerzhanovich V.V., Makarov Iu.F., Marov M.Ia. et al.* An estimate of the wind velocity and turbulence in the atmosphere of Venus on the basis of reciprocal Doppler measurements by the Venera 11 and Venera 12 spacecraft // *Cosmic Research.* 1980. Vol. 5, № 17. P. 690-696.

*Limaye S.S., Garvin J.B.* Exploring Venus: next generation missions beyond those currently planned // *Frontiers in Astronomy and Space Sciences.* 2023. V. 10. Article 1188096. <https://doi.org/10.3389/fspas.2023.1188096>.

*Venus Climate Database* [Электронный ресурс]. URL: [http://www-venus.lmd.jussieu.fr/vcd\\_python/](http://www-venus.lmd.jussieu.fr/vcd_python/) (дата обращения: 15.07.2025).

*Zelenyi L.M., Korablev O.I., Zasova L.V. et al.* Venera-D Mission for Comprehensive Study of Venus // *The Fifteenth Moscow Solar System Symposium.* 2024.

*Статья поступила в редакцию 24.07.2025*

*Статья после доработки 16.03.2026*

*Статья принята к публикации 17.03.2026*

## издатель

ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ

### АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

научный редактор В.В. Ефанов

корректор Н.В. Пригородова

вёрстка А.Ю. Титова

подписано в печать 31.03.2026. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 9,0 печ. л. тираж 200 экз. цена свободная

дата выхода в свет 10.04.2026


отпечатано с готового оригинал-макета в ООО «Вертола»  
424004, Республика Марий Эл, г. Йошкар-Ола, ул. Льва Толстого, д. 45.

# ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

 **ВЕСТНИК**  
НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» принимаются статьи по космической технике и технологиям, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели) по группе научных специальностей:  
2.5.13. Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов; 2.5.14. Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов; 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов.
2. Рецензенты назначаются главным редактором или по его поручению заместителем главного редактора журнала.
3. Статья направляется в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя главного редактора журнала с обязательным приложением оформленного акта экспертизы.
4. Между авторами статьи и редакцией журнала заключается авторский договор о передаче неисключительных прав.
5. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи должен быть не менее 12 и не более 17 страниц текста, 8 рисунков и 15 библиографических источников. Все страницы должны быть пронумерованы.
6. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности:
  - индекс УДК (слева);
  - инициалы и фамилии авторов, учёное звание и учёная степень каждого из авторов, место работы (название по Уставу организации, страна, город), контактная информация (e-mail), заглавие статьи, краткая аннотация [5–7 строк], ключевые слова (5–6 слов) на русском и английском языке;
  - основной текст;
  - список литературы.
7. Статья предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне листа формата **A4**.
8. Текст печатается в **MS Word**, применяется шрифт **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.
9. Для набора формул и уравнений используется встроенный редактор формул. Символы и числовые коэффициенты, где это возможно набираются в MS Word. Символы греческого алфавита набираются прямым начертанием, символы английского алфавита – курсивом. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте
10. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры поясняются. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
11. Источники литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц. Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц. Ссылки на источники литературы даются в круглых скобках с указанием фамилии и инициалов авторов, года издания.
12. Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть чёткими и не требовать перерисовки. Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Reg**, со **строчных букв** (кроме названий и аббревиатур). Рисунки в статье нумеруются, имеют краткое наименование и располагаются по месту первой ссылки на них.
13. Таблицы нумеруются и имеют краткое наименование. Текст в таблицах печатается со строчных букв (кроме названий и аббревиатур).
14. После принятия статьи к публикации в адрес электронной почты [vestnik@laspase.ru](mailto:vestnik@laspase.ru) направляются:
  - сформированная статья, тип файла **.docx**;
  - рисунки, графики, тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не более формата A4;
  - фотографии авторов (если авторов не более четырёх), тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не менее 10×15;
  - сведения об авторах, тип файла **.docx**.В сведениях об авторах сообщается: ФИО (полностью и транслитерация фамилий на английский язык), учёное звание, учёная степень, аспирант или соискатель учёной степени, должность, контактный телефон, адрес электронной почты.

КОНСУЛЬТАЦИИ  
ПО ПРАВИЛЬНОМУ  
ОФОРМЛЕНИЮ  
ПОДАВАЕМЫХ  
МАТЕРИАЛОВ  
ВЫ МОЖЕТЕ  
ПОЛУЧИТЬ  
У СОТРУДНИКОВ  
РЕДАКЦИИ  
ПО ТЕЛЕФОНУ  
**8 (495) 286-60-00**  
доб. 26-40



## ОСНОВНАЯ ЦЕЛЕВАЯ АППАРАТУРА «ЭЛЕКТРО-Л» И «АРКТИКА-М»:

- многозональное сканирующее устройство, гелиогеофизический комплекс обеспечивают оперативное получение изображения полного диска Земли в спектральных спектрах от видимого до инфракрасного;
- гелиогеофизический комплекс обеспечивает контроль и прогноз космической погоды, которая определяется, в основном, вспышками на Солнце, радиационной обстановкой в околоземном космическом пространстве, состоянием магнитного поля, магнитосферы, ионосферы и верхней атмосферы.