



16 ДЕКАБРЯ 2023 ГОДА  
с космодрома Байконур ракетой  
космического назначения  
с разгонным блоком ФРЕГАТ  
на высокоэллиптическую  
орбиту типа МОЛНИЯ запущен  
**АВТОМАТИЧЕСКИЙ  
КОСМИЧЕСКИЙ  
ГИДРОМЕТЕО-  
РОЛОГИЧЕСКИЙ  
АППАРАТ  
АРКТИКА-М  
№ 2,  
СОЗДАНЫЙ  
В АО «НПО ЛАВОЧКИНА»**

#### 1 ОПОРНАЯ ОРБИТА

$h_p=190$  км  
 $h_a=193$  км  
 $i=62,8^\circ$

#### 2 ПЕРЕХОДНАЯ ОРБИТА

$h_p=285$  км  
 $h_a=39\ 000$  км  
 $i=62,8^\circ$

#### 3 ЦЕЛЕВАЯ ОРБИТА КА

$h_p=1550$  км  
 $h_a=39\ 227$  км  
 $i=63,3^\circ$   
 $\omega=270^\circ$

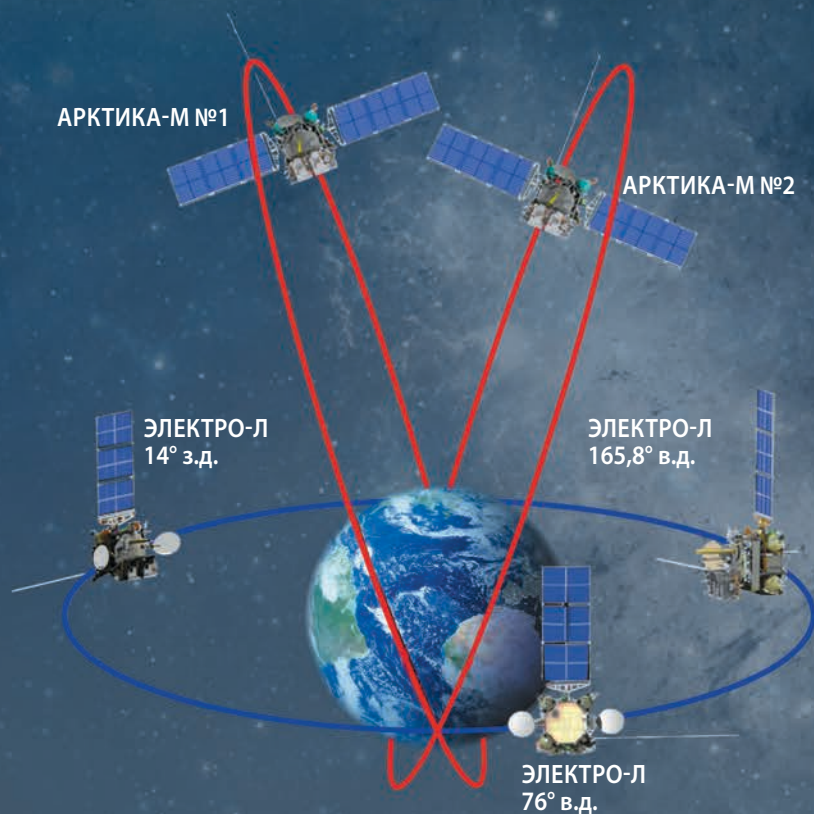
#### 4 ОРБИТА СУЩЕСТВОВАНИЯ РБ

$h_p=1398$  км  
 $h_a=39\ 212$  км  
 $i=63,3^\circ$



Космический аппарат **АРКТИКА-М** проводит съёмку арктического района Земли, недоступного с геостационарной орбиты, на которой работают спутники **ЭЛЕКТРО-Л**.

В среднесрочной перспективе указанную группировку аппаратов планируется довести до шести. Создание такой системы необходимо для информационного обеспечения оперативной метеорологии, гидрологии, мониторинга климата и окружающей среды в арктическом регионе, в средних широтах, так как известно, что полюса – «кухня погоды».



## с о д е р ж а н и е

**Занин К.А., Клименко Н.Н.**  
Применение космических аппаратов двойного назначения для решения военных задач. Часть 2. Космические аппараты оптико-электронного наблюдения нового поколения компании МАХАР ..... 3

**Ефанов В.В., Карчаев Х.Ж., Шолохова И.В., Герасимчук В.В.**  
К вопросу повышения результативности начальной научной деятельности. Аспекты трансформационных процессов совершенствования аспирантской подготовки ..... 17

**Казмерчук П.В., Вернигора Л.В.**  
Безразмерные переменные в задачах оптимизации перелётов КА с ЭРДУ ..... 23

**Симонов А.В., Гордиенко Е.С., Розин П.Е., Косенкова А.В.**  
Уменьшение ошибок выведения космических аппаратов разгонным блоком «Фрегат» путём статистического уточнения импульса последствия его маршевого двигателя ..... 29

**Занин К.А., Москатиньев И.В., Демидов А.Ю.**  
Анализ возможностей нового класса зарубежных космических аппаратов – видео радиолокаторов с синтезированием апертуры. Часть 1. .... 35

**Седых О.Ю., Сысоев В.К., Кургузов А.В., Глотов М.К., Юдин А.Д.**  
Конструкция аэродинамического надувного тормозного устройства для увода наноспутников CubeSat и подтверждение его характеристик ..... 41

**Ященко Б.Ю., Добрица Д.Б., Шматов С.И.**  
Контроль чистоты поверхностей КА при проведении тепловакуумных испытаний ..... 47

**Гусев Е.В., Заговорчев В.А., Родченко В.В., Садретдинова Э.Р., Шипневская Е.А.**  
Влияние закрутки грунтового реактивного пенетратора на параметры его движения в лунном грунте ..... 56

**Дементьева Ю.Н.**  
Актуальные направления совершенствования механизмов проектного управления на предприятиях ракетно-космической промышленности ..... 63

**Григорьев П.С., Гончаров В.В.**  
Анализ динамического воздействия массивных деталей, установленных на корпусах ракет-носителей и разгонных блоков ..... 67

**Гайфуллин И.И., Плаксин А.М., Пиунов В.Ю.**  
К вопросу оптимального выбора режимов резания при механической обработке нержавеющей стали с использованием жидких СОТС ..... 74

**Козлов В.В., Лагун А.В., Харченко В.А.**  
Методика агрегирования системных показателей фрактальной системы оценивания ракетно-космического комплекса ..... 82

**Балухто А.Н.**  
Мультиагентный подход к управлению передачей данных в сетевых многоспутниковых системах дистанционного зондирования Земли ..... 89

### журнал является рецензируемым изданием

- журнал включён в базу данных «Российский индекс научного цитирования» (РИНЦ), размещаемую на платформе НАУЧНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ БИБЛИОТЕКИ на сайте <http://www.elibrary.ru>
  - 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
  - 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 ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА» обязательна
  - плата с аспирантов и адъюнктов за публикацию статей не взимается
  - статьи журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей приведены на сайте журнала <http://www.vestnik.laspase.ru>
  - подписной индекс 37156 в каталоге периодических изданий «Газеты и журналы» 000 ГК «УРАЛ-ПРЕСС»
- © АО «НПО ЛАВОЧКИНА» © авторы статей

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

адрес редакции: 141402 Московская обл., г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24  
телефоны: (495) 575 55 63, (495) 575 54 69  
факс: (495) 572 00 68  
адрес электронной почты: [VESTNIK@LASPASE.RU](mailto:VESTNIK@LASPASE.RU)  
адрес в Интернете: <http://WWW.VESTNIK.LASPASE.RU>

главный редактор –

к.э.н.

**Х.Ж. Карчаев**

заместитель главного редактора –

д.т.н., профессор

**В.В. Ефанов**

**редакционная коллегия**

чл. СХ СССР, России

д.т.н.

д.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

д.т.н.

д.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

к.т.н.

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

### редакционный совет

академик РАН **О.М. Алифанов**  
д.ф.-м.н., профессор **В.В. Асмус**  
академик РАН **Л.М. Зелёный**  
к.т.н. **Е.Н. Кузин**  
д.т.н., профессор **А.А. Любомудров**  
д.т.н., профессор **Ю.А. Матвеев**  
академик РАН **Г.А. Попов**  
д.т.н., профессор **В.В. Хартов**  
д.т.н., профессор **Е.Н. Хохлачев**  
д.т.н., профессор **С.Н. Шевченко**  
чл.-корр. РАН **Б.М. Шустов**

### журнал является рецензируемым изданием

**у ч р е д и т е л ь**  
АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

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

ISSN 2075-6941



9 772075 694002

24001



>

chief editor –  
*c.sc. (ec.)* **Kh.Zh. Karchayev**  
 deputy chief editor –  
*d.eng., professor* **V.V. Efanov**  
**editorial board**  
 member of  
 UA USSR, URA **V.M. Davydov**  
*d.eng.* **K.A. Zanin**  
*d.eng.* **D.A. Kuznetsov**  
*c.sc. (eng.)* **A.A. Moisehev**  
*c.sc. (eng.)* **I.V. Moskatiniyev**  
*d.eng.* **A.E. Nazarov**  
*d.eng.* **P.V. Fedorkin**  
*c.sc. (eng.)* **V.S. Finchenko**  
*c.sc. (eng.)* **A.E. Shirshakov**

**editorial council**  
*academician RAN* **O.M. Alifanov**  
*doctor of physical and mathematical sciences, professor* **V.V. Asmus**  
*academician RAN* **L.M. Zelenyi**  
*c.sc. (eng.)* **E.N. Kuzin**  
*d.eng., professor* **A.A. Lyubomudrov**  
*d.eng., professor* **Y.A. Matveev**  
*academician RAN* **G.A. Popov**  
*d.eng., professor* **V.V. Khartov**  
*d.eng., professor* **E.N. Khokhlachev**  
*d.eng., professor* **S.N. Shevchenko**  
*corresponding member RAN* **B.M. Shustov**

**the journal is a reviewed publication**

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

the journal is registered  
 in Federal Service  
 for telecommunications and  
 mass media oversight.  
 address of the founder and  
 the publisher is the same as of  
 the editorial office.  
 certificate ПИ № ФС 77-72311  
 dated February 01, 2018

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

<b>Zanin K.A., Klimenko N.N.</b> Deployment of dual-purpose satellites for military applications. Part 2. MAXAR's next-generation imagery surveillance satellites .....	3
<b>Efanov V.V., Karchayev KH.ZH., Sholokhova I.V., Gerasimchuk V.V.</b> On the issue of improving the effectiveness of initial scientific activity. Aspects of transformational processes of improving postgraduate training .....	17
<b>Kazmerchuk P.V., Vernigora L.V.</b> Dimensionless variables in problems of optimization of spacecraft flights with electric propulsion systems .....	23
<b>Simonov A.V., Gordienko E.S., Rozin P.E., Kosenkova A.V.</b> Decreasing the spacecraft injection errors of the Fregat upper stage by statistical refinement of the aftereffect impulse its main engine .....	29
<b>Zanin K.A., Moskatiniyev I.V., Demidov A.Iu.</b> Exploratory study of a new class foreign spacecraft capabilities: video synthetic aperture radars. Part 1. ....	35
<b>Sedykh O.Y., Sysoev V.K., Kurguzov A.V., Glotov M.K., Yudin A.D.</b> Design of an aerodynamic inflatable braking device and the characteristics validation for CubeSat nanosatellites deorbiting .....	41
<b>Yashchenko B.Yu., Dobritsa D.B., Shmatov S.I.</b> Control of spacecraft surface cleanliness during thermal vacuum testing .....	47
<b>Gusev E.V., Zagovorchev V.A., Rodchenko V.V., Sadretdinova E.R., Schipnevskaya E.A.</b> The influence of the rotation of the reactive penetrator on the parameters of its movement in lunar soil .....	56
<b>Dementeva Iu. N.</b> Recent approaches of improvement of project management mechanisms in the rocket and space industry .....	63
<b>Grigoriev P.S., Goncharov V.V.</b> Dynamic loads analysis of massive parts mounted on launch vehicle and upper stage bodies .....	67
<b>Gaifullin I.I., Plaksin A.M., Piunov V.Y.</b> On the issue of the optimal choice of cutting modes for machining stainless steel using liquid cutting fluids .....	74
<b>Kozlov V.V., Lagun A.V., Kharchenko V.A.</b> Aggregation procedure of the fractal system indicators of rocket-space complex assessment .....	82
<b>Balukhto A.N.</b> Multiagent management philosophy of data transmission in the Earth remote sensing multi-satellite network systems .....	89

### the journal is a reviewed publication

- the journal is included into data base «Russian Index of Scientific Citation» (RISC) located at ELECTRONIC SCIENTIFIC LIBRARY, internet link <http://www.elibrary.ru>
- the journal is in the list of Russian editions, authorized by 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 opinion of editorial staff not always coincide 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 IMENI S.A. LAVOCHKINA»
- post-graduates and adjuncts have not to pay for the publication of articles
- magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site <http://www.vestnik.laspase.ru>
- subscription index 37156 in catalogue periodicals «Gazeti i Jurnalni»  
000 GK «URAL-PRESS»  
© «LAVOCHKIN ASSOCIATION, JSC» © article writers

### scientific and technical quarterly journal published since 2009

editorial office address: 141402 Moscow region, Khimki,  
 Leningradskaya str., 24  
 phone: (495) 575 55 63, (495) 575 54 69  
 fax: (495) 572 00 68  
 e-mail: VESTNIK@LSPACE.RU  
 internet: <http://WWW.VESTNIK.LSPACE.RU>

## ПРИМЕНЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДВОЙНОГО НАЗНАЧЕНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ВОЕННЫХ ЗАДАЧ. ЧАСТЬ 2. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ КОМПАНИИ МАХАР



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

*В статье рассматриваются особенности применения орбитальной группировки компании МАХАР для решения военных задач. Особое внимание уделено возможностям орбитальной группировки космических аппаратов WorldView Legion, а также созданию наземной инфраструктуры. Проводится сравнение орбитальных группировок конкурирующих компаний.*

*Ключевые слова:*

*космический аппарат; орбитальная группировка; разрешение; периодичность наблюдения; обзорная площадная съёмка; подвижный объект; наземная «облачная» инфраструктура.*

DOI: 10.26162/LS.2024.63.1.001

### **введение.** **Основные характеристики КА компании МАХАР**

В течение длительного времени компания МАХАР была единственным поставщиком коммерческих материалов космической съёмки высокого разрешения для государственных и военных потребителей не только в США, но и в странах-партнёрах. Такое лидерство было обусловлено тем, что начиная

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

## DEPLOYMENT OF DUAL-PURPOSE SATELLITES FOR MILITARY APPLICATIONS. PART 2. MAXAR'S NEXT-GENERATION IMAGERY SURVEILLANCE SATELLITES



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

*The article deals with peculiarities of MAXAR's satellite constellation deployment for military applications. Special attention is paid to WorldView Legion's capabilities and to creation of ground infrastructure, as well. A comparison of competing companies constellations is carried out.*

*Key words:*

*satellite; orbital constellation; resolution; revisit time; synoptic area imaging; ground cloud-based infrastructure.*

с 1999 года – года запуска КА Ikonos – компания неуклонно следует требованиям, предъявляемым к материалам космической съёмки военными структурами, направленным, прежде всего, на решение задач мониторинга объектов, имеющих стратегическое значение.

<sup>1</sup> Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

**ПРИМЕНЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДВОЙНОГО НАЗНАЧЕНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ВОЕННЫХ ЗАДАЧ.  
ЧАСТЬ 2. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ  
КОМПАНИИ МАХАР**



**рисунок 1.** Снимок КА типа WorldView с высоким разрешением

В настоящее время в оперативном использовании компании находятся космические аппараты WorldView-1, -2, -3 и GeoEye-1. Оперативное использование ещё одного КА WorldView-4 было прекращено после двух лет функционирования на орбите по причине выхода из строя силовых гироскопов. Основные характеристики КА оптико-электронного наблюдения типа WorldView приведены в таблице 1, из которой следуют их важнейшие преимущества, привлекающие внимание военных потребителей:

- высокое разрешение оптико-электронного комплекса как при съёмке в надир, так и при съёмке с отворотом оптической оси от направления в надир на 20 градусов и более, как это видно на рисунке 1 (*Design drivers for viable commercial remote sensing space architecture; Is drone base worth it*);
- высокая скорость перенацеливания с объекта на объект в широком диапазоне изменения угла отворота оптической оси (угла визирования) от направления в надир;



**рисунок 2.** Обзорный площадной снимок КА типа WorldView с высоким разрешением

- компенсация «бега изображения» по трём осям при съёмке в произвольном направлении при величине угла визирования до 60–62 градусов;
- обеспечение съёмки в обзорном площадном режиме районов, сопоставимых с размахом современных боевых операций, с разрешением, обеспечивающим классификацию и идентификацию подвижных объектов военной техники, в том числе в автоматическом режиме с использованием алгоритмов искусственного интеллекта и компьютерного зрения, как это видно на рисунке 2;
- высокая точность геопривязки снимков даже при съёмке с отклонением от направления в надир до 30 градусов;
- наличие уникального архива высокодетальных космических снимков за 20-летний период, а также высокая суточная производительность космической съёмки, прежде всего с разрешением 0,3–0,5 метров.

**таблица 1** – Технические характеристики КА WorldView-1, -2, -3, -4 и WorldView Legion

технические характеристики	WV-1	WV-2	WV-3	WV-4	WVL
высота/наклонение орбиты, км/град	496/98	770/98	617/98	617/98	510–590/45,57,98
угол визирования, град	20	20	20	60	60
масса, кг		2800	2800	2500	750
полоса захвата, км	17,7	16,4	13,1	13,1	10,0
разрешение, м, угол визирования:					
0 градусов	0,5	0,5	0,31	0,31	0,29
20 градусов	0,55	0,52	0,34	0,34	
56 градусов				1,0	
60 градусов				3,51	
скорость разворотов	–	300 км/9 с	200 км/12 с	200 км/10,6 с	6 град/с
размеры площадной съёмки, км×км:					
моно	111×116	138×112	66,5×112	66,5×112	6000
стерео	57×112	63×112	26,6×112	26,6×112	

## 1. Применение «облачных» платформ и сервисов компании MAXAR при решении целевых задач

Решающее значение, как представляется, имеет создание компанией MAXAR развитой «облачной» инфраструктуры для своевременного предоставления материалов космической съёмки более чем 400000 государственным и военным потребителям по всему миру с использованием уникальных «облачных» сервисов, обеспечивающих оперативную и эффективную обработку больших объёмов информации в интересах решения целевых задач. В связи с этим будет уместным уделить рассмотрению наземной инфраструктуры пристальное внимание.

В рамках известной программы Enhance View компанией MAXAR создана и эксплуатируется «облачная» платформа G-EGD (Global – Enhanced GEOINT Delivery) (*Global Enhanced GEOINT Delivery (G-EGD)*), начиная с 2011 года. Для подключения пользователей к материалам космической съёмки высокого разрешения требуется их регистрация в агентстве NGA. Доступ по требованию пользователей осуществляется в любом месте, где есть интернет и совместимые с ГИС сервисы. По решению агентства NGA платформа G-EGD используется в настоящее время для обработки, хранения и предоставления пользователям материалов космической съёмки компаний Planet, Blacksky Global, Capella Space, Iseye, а в ближайшей перспективе – и компаний Umbra и PredaSAR, которые будут поставлять материалы радиолокационной съёмки. По существу, компания MAXAR через свою платформу G-EGD выступает IT-оператором, осуществляющим сбор, обработку и предоставление пользователям материалов космической съёмки от нескольких орбитальных группировок КА наблюдения. В свою очередь, агентство NGA использует платформу G-EGD в качестве инструмента для обеспечения доступа пользователей, в том числе и из стран-партнёров, к большому объёму как актуальных, так и архивных материалов космической съёмки, нанимая для этой работы компанию MAXAR.

Компания MAXAR также создала и применяет «облачный» сервис SecureWatch, обеспечивающий оперативную загрузку космических снимков в хранилище G-EGD не позднее 48 часов с момента съёмки. По сути, сервис SecureWatch подключает КА наблюдения к «облачным» платформам, осуществляющим обработку и хранение принимаемой с КА информации (*The strength of MAXAR's combined offerings for next generation missions*). В 2018 году сервис SecureWatch переведён в «облачную» среду компании AWS (Amazon Web Service), в которой используются неограниченные вычислительные возможности сервиса Amazon C2 и хранилища информации

Amazon S3, разработанные компанией MAXAR. За счёт применения этих «облачных» структур удалось интегрировать «родной» мощный сервис AWS под названием GBDX (Geospatial Big Data Platform) в сервис SecureWatch, что позволяет гражданским и военным пользователям работать с единым интерфейсом под названием Image Exploit (*The mighty power of pixels...*).

Компания AWS также предоставляет операторам коммерческих МКА наземные станции (AWS Ground Stations), с помощью которых МКА «подключаются» к «облачным» структурам AWS и SecureWatch так, что в течение 20 минут после съёмки снимки оказываются загруженными в хранилище Amazon S3. Информация хранится в «контейнерах» под названием bucket (ведро) в форме «объектов», содержащих информационные файлы и метаданные, по которым SecureWatch ведёт поиск и отбор для пользователей материалов космической съёмки по их запросу, используя различные информационные фильтры. Среднее время доставки материалов, запрашиваемых государственными и военными пользователями, – 1 час, однако для приоритетных пользователей это время может составлять 11 минут. Компания MAXAR заявила, что ей удалось продемонстрировать представление снимков спустя 1 минуту после съёмки, используя наземную инфраструктуру Amazon Ground Station и «облачный» сервис AWS S3 bucket (*Design drivers for viable commercial remote sensing space architecture*).

В дополнение к платформе G-EGD по инициативе агентства NGA планируется создание ещё более мощного интернет-портала CGASP (Commercial GEOINT Access Portal) для оперативного обеспечения государственных и военных пользователей, а также зарубежных партнёров коммерческими космическими снимками, преимущественно несекретными, хотя частично будут предоставляться и секретные материалы (*Commercial GEOINT raises questions about NGA, IC roles, says Gordon*).

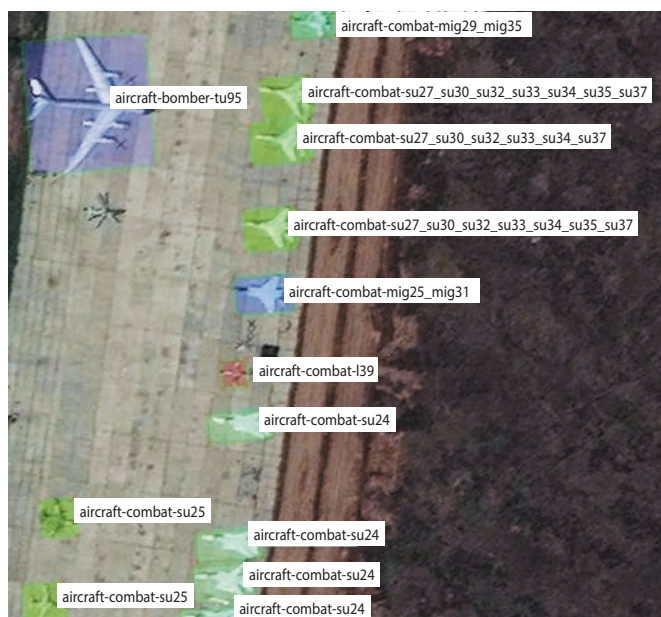
Для государственных и военных аналитиков, решающих задачи стратегического уровня компаниями EarthCube и MAXAR, создана специальная «облачная» платформа S-CUBE (Strategic Site Surveillance) для мониторинга стратегической обстановки и объектов на большой территории с использованием актуальных материалов космической съёмки и информации из открытых источников. Платформа содержит алгоритмы распознавания и идентификации объектов на базе искусственного интеллекта и компьютерного зрения, обеспечивающие классификацию объектов и их целенаправленный атрибутивный отбор по запросу оператора-аналитика. Платформа S-CUBE применяется совместно с сервисом SecureWatch. Цель их применения – создать комфортные условия

## ПРИМЕНЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДВОЙНОГО НАЗНАЧЕНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ВОЕННЫХ ЗАДАЧ. ЧАСТЬ 2. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ КОМПАНИИ МАХАР

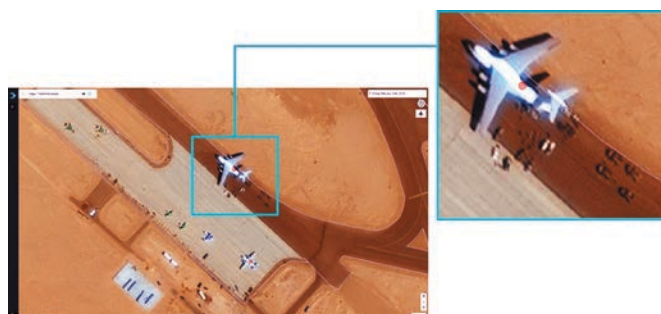
для аналитиков стратегического уровня, ежедневно «пропускающих» через себя многие тысячи объектов, чтобы исключить пропуск признаков угроз или аномальной деятельности на стратегических объектах. С использованием сервиса SecureWatch и ассоциированного интерфейса пользователя API производится загрузка большого количества космических снимков и метаданных по заданному району в «облачную» среду системы S-CUBE (*EarthCube leverages...*), где осуществляется агрегирование информации из разнородных источников, включая космические снимки и данные из открытых источников. Платформа S-CUBE содержит алгоритмы автоматического обнаружения и идентификации объектов по космическим снимкам компании MAXAR, представляющим интерес для решения задач, поставленных оператору-аналитику. Результаты применения этих алгоритмов поступают к аналитику в течение нескольких минут.

Система S-CUBE работает в двух режимах. В первом режиме при поступлении новых снимков осуществляется их автоматическая обработка с целью автоматического обнаружения признаков военной деятельности путём идентификации соответствующих объектов на космических снимках. Полученные результаты идентификации накапливаются в базе данных типа MarkLogic (*Using EarthCube's artificial intelligence...*) в виде геопространственных объектов, включающих несколько слоёв атрибутивной информации и метаданные. Во втором режиме производится загрузка в аналитическую область системы S-CUBE детальной информации по идентифицированной деятельности для выявления специфических и необычных событий, содержащих признаки потенциальной опасности. По каждому случаю обнаружения таких событий система S-CUBE выдаёт аналитику соответствующее оповещение. Например, по результатам анализа выявляется усиление логистической деятельности в причальной зоне ПЛАРБ в гавани: S-CUBE может выдать аналитику оповещение о высокой вероятности убытия ПЛАРБ в ближайшие дни. Такой подход, применяемый по большому количеству объектов в разных географических районах, позволяет концентрировать внимание аналитика на особо важных событиях и объектах без утомительного и непроизводительного изучения всего объёма космических снимков (*Using EarthCube's artificial intelligence...*).

На рисунках 3 и 4 приведены реальные примеры применения SecureWatch и S-CUBE для локализации особо важных событий и объектов для решения поставленных аналитику задач. На рисунке 3 показаны результаты автоматической классификации объектов в местах их базирования с использованием этих сервисов. На рисунке 4 даётся пример применения



**рисунок 3.** Результаты автоматической идентификации объектов с использованием системы S-CUBE



**рисунок 4.** Пример применения системы S-CUBE для привлечения внимания аналитика к объекту, представляющему оперативный интерес

S-CUBE с целью привлечения внимания аналитика к снимкам, где имеются вооружение, боеприпасы и транспортные средства для их переброски. На снимке аэропорта средствами S-CUBE выявлено наличие боевой и транспортной авиации в зоне парковки, при этом производится погрузка (возможно, разгрузка) бронетехники в транспортный самолёт. Рядом выявлен боевой самолёт. S-CUBE может выдать оповещение аналитику о возможной переброске бронетехники транспортным самолётом в сопровождении боевого самолёта.

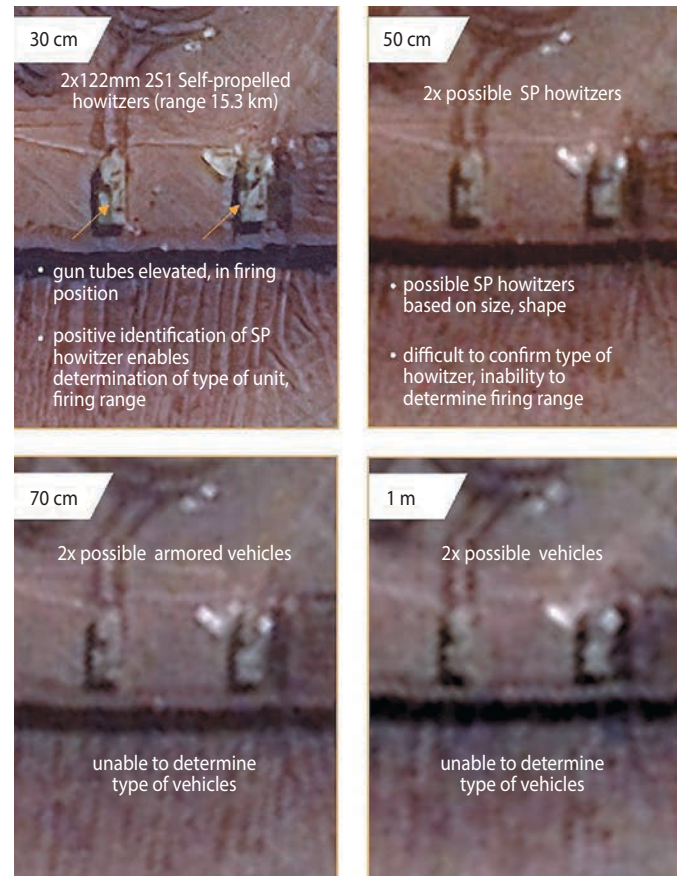
## 2. Направления улучшения периодичности наблюдения и разрешающей способности

На фоне отмеченных выше преимуществ компании MAXAR заметным недостатком её действующей орбитальной группировки является сравнительно невысокая периодичность наблюдения – около 4,5 раз



в день. Такая периодичность была вполне достаточной для плано-периодического мониторинга объектов типа позиционных районов МБР, военных городков, испытательных полигонов и подобных объектов с малоизменяемой обстановкой. К задачам слежения за районами локальных войн и вооружённых конфликтов в эпоху «стратегического затишья» коммерческие КА привлекались в рамках их реальных возможностей. В основном для решения этих задач применялись высокоэффективные в тех условиях самолёты наблюдения типа E-8C JSTARS, U-2R/TR, RC-135 Rivet Joint, RF-5E Tiger Eye, а также высотные БПЛА с большим радиусом действия типа RQ-4 Global Hawk, MQ-9 Reaper, обеспечивающие в отсутствие у обороняющейся стороны интегрированных систем ПВО и РЭБ практически постоянное непрерывное наблюдение всей территории, контролируемой противником. В наступившую эпоху возобновления противостояния великих держав, обладающих примерным паритетом в области ВВТ, включая средства ПРО, ПВО и РЭБ, происходит радикальная трансформация военных доктрин в направлении достижения информационного превосходства за счёт беспрецедентного наращивания космических систем наблюдения, как военных, так и коммерческих, с объединением их в гибридную космическую архитектуру. Компания MAXAR сосредоточивает свою деятельность в этом направлении, наращивая инновационную деятельность: создаёт КА оптико-электронного наблюдения нового поколения WorldView Legion и планирует развернуть орбитальную группировку из шести таких КА с доведением периодичности наблюдения критических районов особого внимания до 15 раз в день, а также формирует наземную инфраструктуру для оперативного обеспечения тактических потребителей на театре военных действий материалами космической съёмки высокого разрешения в масштабе времени, близком к реальному.

КА WorldView Legion – это новая эра в создании коммерческих космических комплексов наблюдения и это уникальные возможности, предоставляемые военным потребителям для информационного обеспечения военных действий нового типа. Основные характеристики КА WorldView Legion приведены в таблице 1. Важнейшая характеристика WVL – разрешение на местности 29 см (при съёмке в надир). Для решения военных задач высокое разрешение имеет первостепенное значение. Так, на рисунке 5 показано, что распознавание и даже обнаружение типовых подвижных объектов военной техники при разрешении 1 метр существенно затруднено и практически невозможно при реальных условиях съёмки. Даже при съёмке с разрешением 50 см (это соответствует возможностям КА Skysat после



**рисунк 5.** Распознавание военной техники при различном разрешении

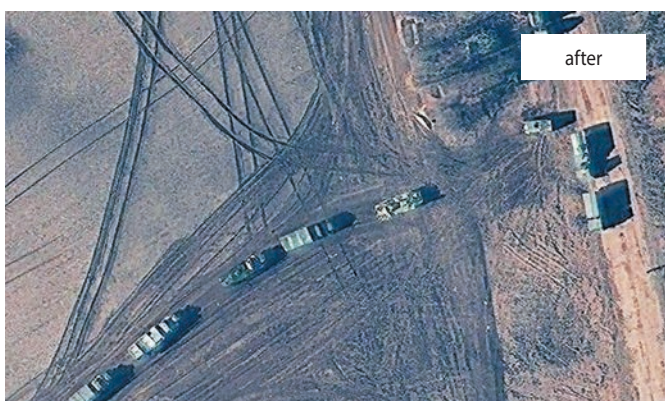
снижения орбиты) тип военной техники не может быть достоверно установлен. И только на снимке с разрешением 30 см определяется тип и состояние военной техники: гаубица калибра 122 мм, изготовленная к стрельбе (*WorldView Legion*).

В космических системах с таким высоким разрешением, как у КА WorldView Legion, важно, согласно рисунку 5, чтобы на снимке были видны мелкие, но существенные для решения целевых задач детали. В этих целях наряду с разрешением на местности применяются такие показатели качества оптической системы, как значение функции передачи модуляции на частоте Найквиста и отношение сигнал/шум при зачётном угле Солнца. Под функцией передачи модуляции понимают отношение величины контраста изображения на выходе оптической системы к исходному контрасту изображения объекта, или отношение разности яркости наиболее тёмного и яркого участков изображения к их сумме. Взаимосвязанные значения разрешения и функции передачи модуляции определяют то, что можно назвать «резкостью» изображения или способностью оптической системы воспроизводить мелкие детали. Значения функции передачи модуляции и отношения сигнал/шум также взаимосвязаны. Для того, чтобы не было

## ПРИМЕНЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДВОЙНОГО НАЗНАЧЕНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ВОЕННЫХ ЗАДАЧ. ЧАСТЬ 2. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ КОМПАНИИ МАХАР



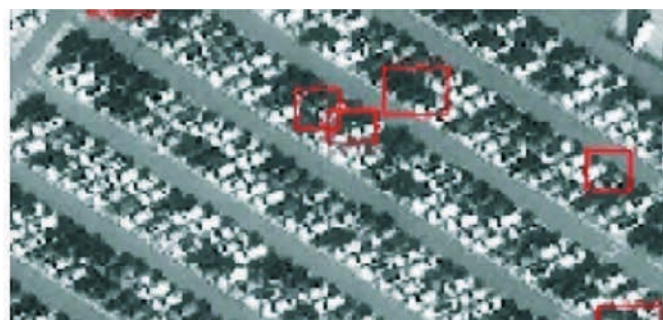
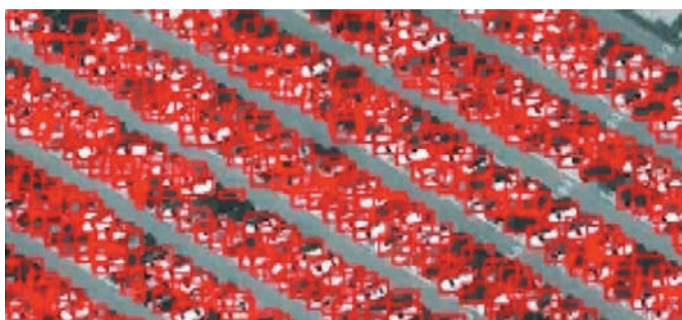
**рисунок 6.** Исходный снимок до применения HD-технологии



**рисунок 7.** Снимок после применения HD-технологии



**рисунок 8.** Результат применения HD-технологии – разрешение 15 см



**рисунок 9.** Результаты автоматического распознавания автомобилей на стоянке при разрешении 30 см (слева) и 60 см (справа) с использованием алгоритмов искусственного интеллекта

деградации функции передачи модуляции, отношение сигнал/шум должно быть не меньше 50. Оценку функции передачи модуляции и отношения сигнал/шум проводят как при предполётных испытаниях, так и при юстировочных работах на орбите с целью устранения влияния на качество изображения таких факторов, как вибрация при выведении на орбиту, изменение теплового режима, других условий космического пространства. Вопросы определения функции передачи модуляции и отношения сигнал/шум в космических системах оптико-электронного наблюдения высокого разрешения рассмотрены в (*A review of earth viewing methods...; On-orbit modulation transfer function...*).

В КА WorldView Legion для повышения качества изображения принято значение функции передачи модуляции, равное 9–10%, на частоте Найквиста, равной 0,5, и связанное с ним отношение сигнал/шум свыше 120 при угле Солнца 15 градусов (*Design drivers for viable commercial remote sensing space architecture*). Следует отметить, что такие характеристики позволяют сохранять приемлемое для дешифрирования качество изображения даже при угле Солнца 2 градуса и менее.

Для высокдетальных систем оценка функции передачи модуляции и отношения сигнал/шум на борту КА необходима для последующей наземной цифровой обработки изображений. Наличие ненулевого коэффициента модуляции на высоких пространственных частотах позволяет усилить контраст мелких деталей путём цифровой обработки. В результате улучшается возможность их обнаружения.

Компанией МАХАР разработана HD (high definition) технология, которая, как заявляет разработчик, позволяет за счёт цифровой обработки улучшить разрешение на снимках с КА типа WorldView с 50 см до 30 см, а также с 30 см до 15 см (*MAXAR is offering...*). На рисунках 6 и 7 показаны снимки военной техники до и после цифровой обработки (*HD technology*). Результат применения HD-технологии приведён на рисунке 8 (*Introducing 15 cm HD...*).

Очевидно, что предельно возможное разрешение, ограниченное диаметром апертуры оптической системы и функцией передачи модуляции, за счёт такой обработки не улучшается и новых деталей на снимках не появляется. Однако HD-технология наряду с улучшением условий для традиционного визуального дешифрирования обеспечивает дополнительную информацию для автоматического анализа изображений. Возможно получение синтетических изображений известных типов объектов при помощи нейросетевых технологий.

Высокое разрешение обеспечивает более детальные и достоверные результаты автоматической классификации объектов на космических снимках. Так, на рисунке 9 (*MAXAR technologies (MAXR): returns will be Legion – dairy*) слева приведён результат автоматической идентификации 1267 автомобилей на снимке с разрешением 30 см с использованием алгоритмов искусственного интеллекта и компьютерного зрения, а на правом снимке с разрешением 60 см идентифицируется только 31 автомобиль.

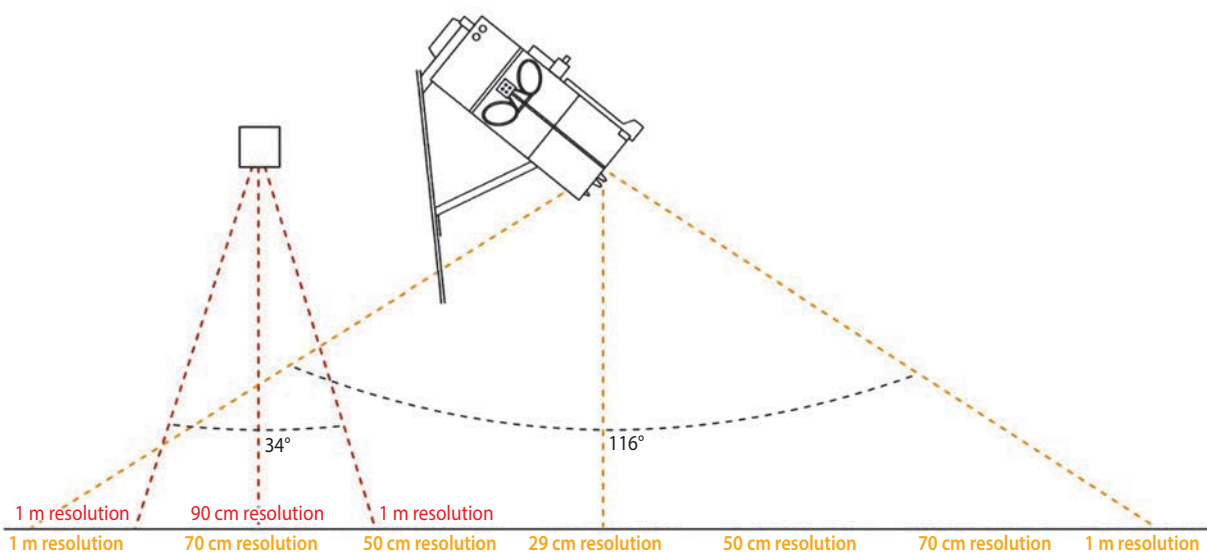
### 3. Обеспечение многократной и обзорной площадной съёмки

Другим важным преимуществом КА WorldView Legion являются его высокие динамические характеристики: система управления ориентацией и стабилизацией КА на базе мощных силовых гироскопов обеспечивает скорость перенацеливания оптико-электронного комплекса в трёхмерном пространстве не менее 6 градусов в секунду, а также высокие прецизионные характеристики динамических операций на орбите: точность наведения на наземный объект – 0,005 градусов при точности стабилизации 1 аркс/с (*MAXAR 500 TM series...*). По существу, в КА WorldView Legion реализована высокодинамичная

прецизионная система управления КА по трём осям одновременно, обеспечивающая быстрые развороты КА для многократной съёмки в локальном районе с точным выдерживанием скорости бега изображения в фокальной плоскости оптико-электронного комплекса. При этом оптико-электронный комплекс обеспечивает съёмку «без смазов» при любом угле визирования и азимуте сканирования земной поверхности. Приемлемые условия съёмки обеспечиваются даже при отклонении линии визирования оптико-электронного комплекса от направления в надир на угол 60 градусов в любом направлении.

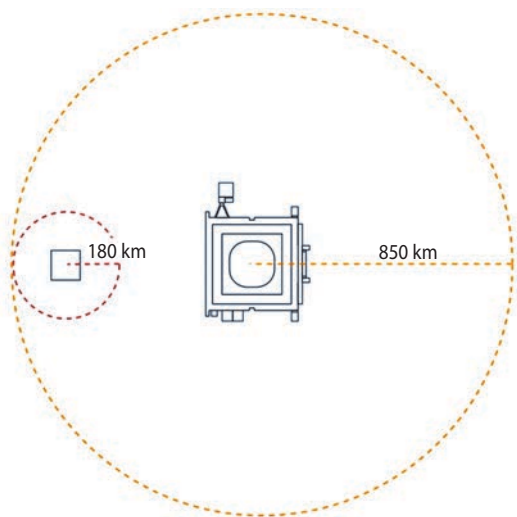
Рисунок 10 графически отображает возможности КА WorldView Legion по изменению угла визирования оптической системы при съёмке с разрешением не хуже 1 метра. Для сравнения на этом рисунке показаны аналогичные возможности для МКА типа Skysat и Blacksky Global. Возможность изменения угла визирования трансформируется в соответствующую зону радиусом 850 км на земной поверхности, доступной для съёмки с разрешением 0,29...1 метр. На рисунке 11 для сравнения приведена аналогичная зона для МКА, радиус которой не превышает 180 км (*WorldView Legion | Geospatial visibility tool*).

Отмеченные выше характеристики КА WorldView Legion позволяют проводить многократную съёмку одного и того же объекта или нескольких разных объектов на одном пролёте в пределах зоны, показанной на рисунке 11, что, по существу, эквивалентно повышению периодичности наблюдения объектов в локальном районе. Кроме того, способность КА WorldView Legion вести съёмку при больших углах визирования предоставляет возможность «заглядывать» в сооружения с военной техникой, как это видно на рисунке 12, что невозможно при съёмке в надир или при небольших отклонениях от этого направления.



рисунк 10. Возможности КА WorldView Legion по изменению угла визирования (слева – возможности МКА)

**ПРИМЕНЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДВОЙНОГО НАЗНАЧЕНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ВОЕННЫХ ЗАДАЧ.  
 ЧАСТЬ 2. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ  
 КОМПАНИИ МАХАР**

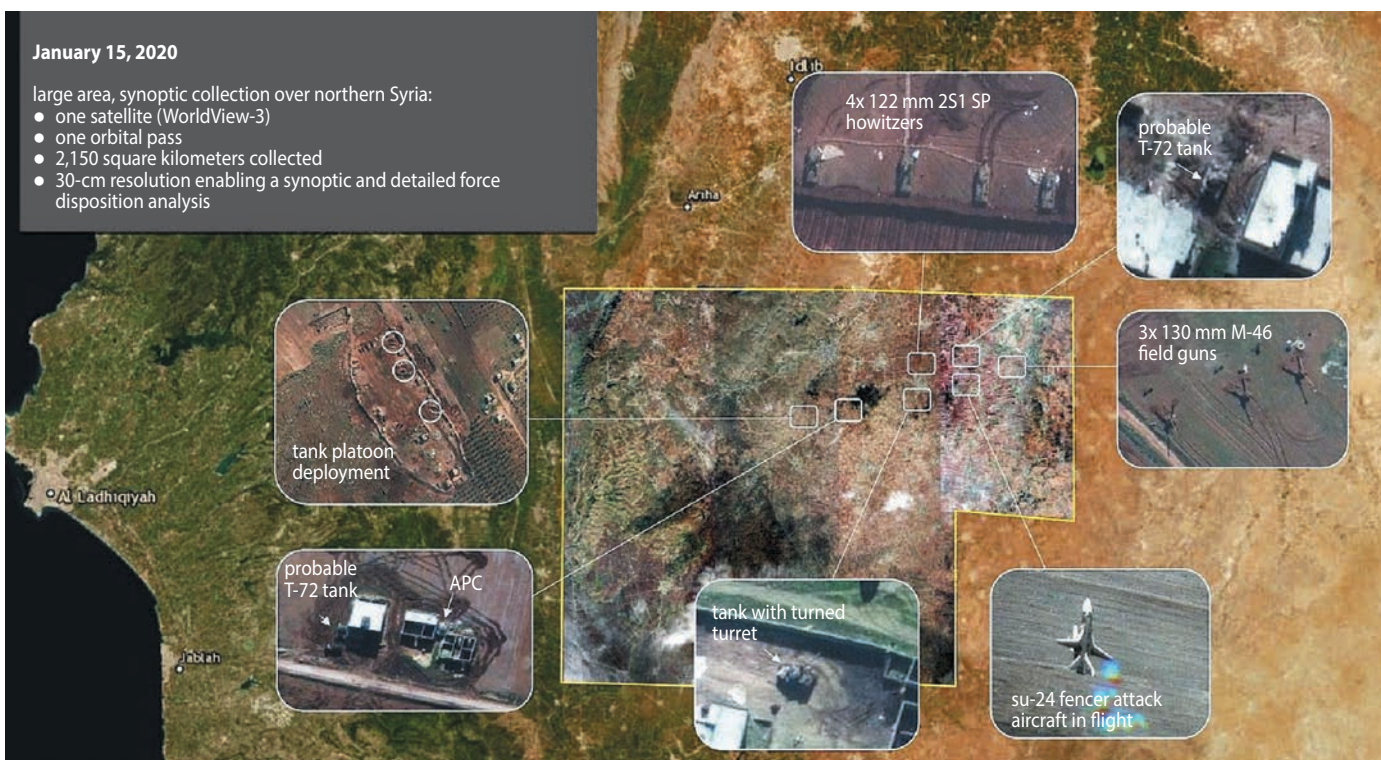


**рисунок 11.** Зоны, доступные КА WorldView Legion и МКА для съёмки с разрешением не хуже одного метра

Принятые в КА WorldView Legion технические решения наряду с повышением производительности съёмки в локальном районе на пролёте позволяют производить обзорную площадную съёмку объектов с высоким разрешением за счёт последовательных перекрывающихся сканов при одном прохождении над заданным районом. Примеры такой съёмки приведены на рисунках 13 и 14. Обзорная площадная съёмка предоставляет возможность одномоментной оценки обстановки в районах, где применяются подвижные объекты, и выявлять её изменения при последовательных проходах. КА WorldView Legion способен осуществить обзорную съёмку районов площадью до 6000 кв. км. Эта уникальная возможность, не имеющая аналогов в современных КА оптико-электронного наблюдения, будет широко использоваться для решения военных задач.



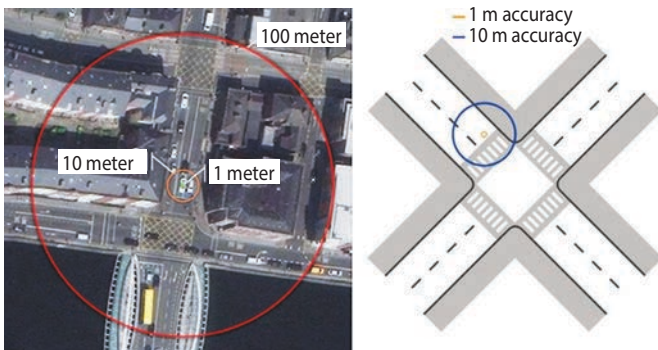
**рисунок 12.** При угле визирования 18 градусов (снимок слева) наличие транспорта в ангаре не определяется; при угле визирования 62 градуса (снимок справа) – определяется



**рисунок 13.** Вариант обзорной площадной съёмки КА типа WorldView



**рисунок 14.** Другой вариант обзорной площадной съёмки КА типа WordView



**рисунок 15.** Различия в точности геопривязки снимков

Для картографирования и выдачи данных для целеуказания оружием наряду с разрешением на местности важной характеристикой является высокая точность привязки каждого пикселя изображения к земной поверхности. КА компании MAXAR обеспечивает точность геопривязки не хуже 5 метров без опорной информации. При наличии цифрового рельефа местности точность геопривязки может достигать 1 метра. На рисунке 15 приведено графическое отображение различий в точности геопривязки, влияющее на получение данных в интересах высокоточного картографирования локальных районов.

#### 4. Анализ периодичности и качества наблюдения орбитальной группировки WorldView Legion

Как уже отмечалось, компания MAXAR неуклонно связывает свою деятельность по созданию космических систем с требованиями, предъявляемыми военными заказчиками. В настоящее время с их стороны ужесточились требования по периодичности наблюдения локальных районов, представляющих оперативный интерес: требуется периодичность наблюдения в пределах 1 часа, что имеет даже большую значимость, чем высокое разрешение на местности.

Ранее компания запускала свои КА на солнечно-синхронные орбиты (ССО), что обеспечивало стабильное и надёжное получение информации в глобальном масштабе. Однако ССО, как известно, определяют фиксированное время дня для съёмки, что исключает возможность мониторинга районов, где применяются подвижные объекты.

Развёртывание орбитальной группировки WorldView Legion планируется проводить в два этапа. Запуск предполагается осуществлять одновременно по два КА при помощи ракеты-носителя Falcon-9 Transporter попутно с другими полезными нагрузками.

Предполагается, что на первом этапе будет запущено два КА в одну орбитальную плоскость на ССО высотой 510 км и четыре КА в две орбитальные плоскости с наклоном 57 градусов и высотой 540 км.

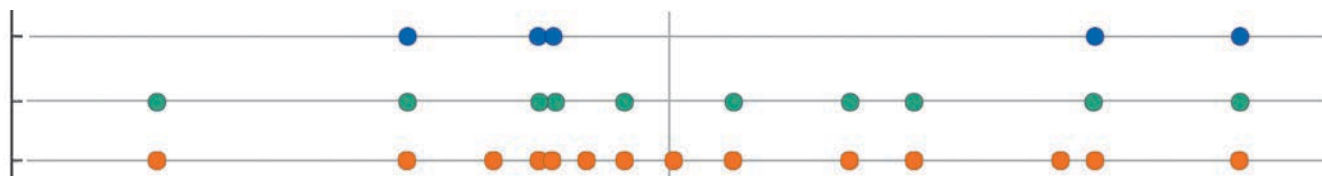
На втором этапе будет запущено четыре КА на наклонные орбиты с наклоном 45 градусов высотой 520 км и два КА на солнечно-синхронную орбиту высотой 590 км. Численность орбитальной группировки достигнет 12 КА в шести орбитальных плоскостях.

Орбитальная группировка из шести КА WorldView Legion обеспечивает съёмку заданных районов до 15 раз в день с разрешением 0,3...1,3 метра, а при необходимости и более 16 раз в сутки с разрешением 1,3 метра при угле Солнца, отличном от нуля (*WorldView Legion*).

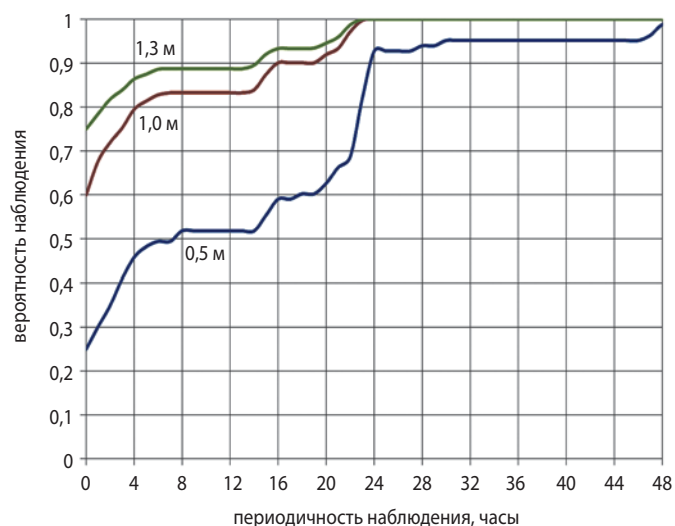
Это обеспечивает высокую периодичность наблюдения районов, представляющих наибольший оперативный интерес, а также возможность распределить проходы КА над заданным районом равномерно в течение светового дня, как это графически показано на рисунке 16 применительно к наблюдению районов на широте 36 градусов при угле Солнца 15 градусов.

Проведено математическое моделирование наблюдения множества объектов орбитальной группировкой WorldView Legion первого и второго этапов. Расположение объектов задавалось равномерным по земному эллипсоиду. При моделировании учитывалось орбитальное движение группировки КА с учётом возмущений. В результате моделирования получено множество реализаций моментов наблюдения для каждого объекта с учётом угла перенацеливания, включая зенитный угол, угол Солнца на объекте в момент наблюдения, дальность наблюдения и разрешающую способность. Интервал моделирования составляет 365 дней для учёта сезонов освещённости в Северном и Южном полушариях. Расчёт множества наблюдений позволил провести статистические оценки периодичности с учётом разрешающей способности и ограничений на освещённость. Построена функция вероятности (частоты) наблюдений при условии выполнения ограничений на разрешение (угол перенацеливания) и периодичность (рисунок 17).

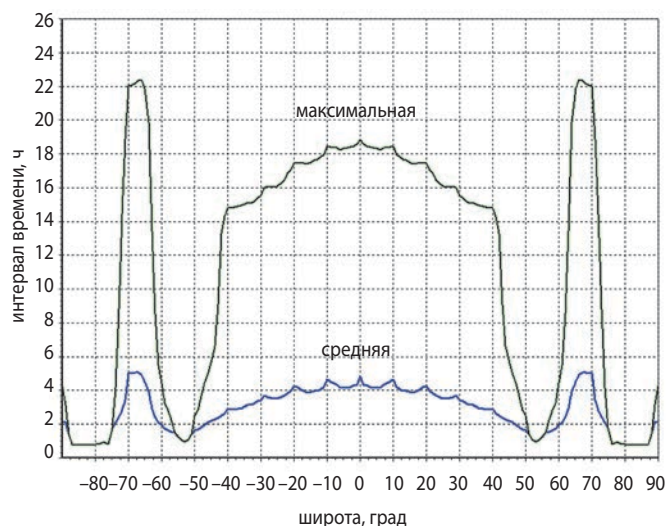
**ПРИМЕНЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДВОЙНОГО НАЗНАЧЕНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ВОЕННЫХ ЗАДАЧ. ЧАСТЬ 2. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ КОМПАНИИ МАХАР**



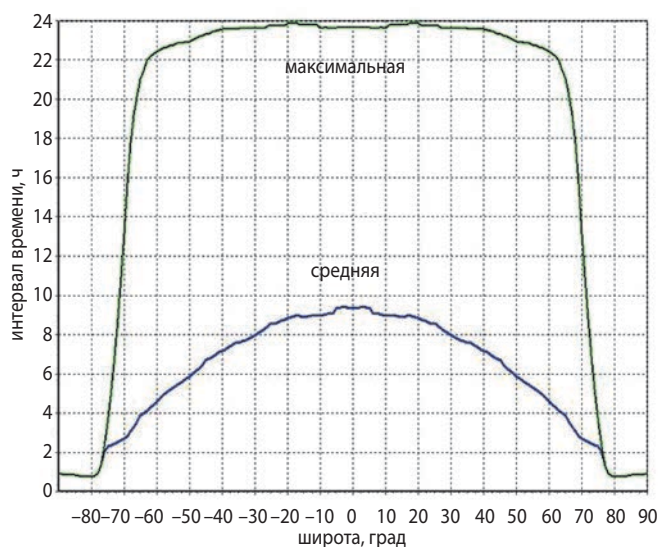
**рисунок 16.** Распределение проходов КА WorldView Legion над заданным районом в течение светового дня на широте 36 градусов при угле Солнца 15 градусов: при разрешении до 50 см (синий график), при разрешении до одного метра (зелёный график), при разрешении до 1,3 метра (оранжевый график)



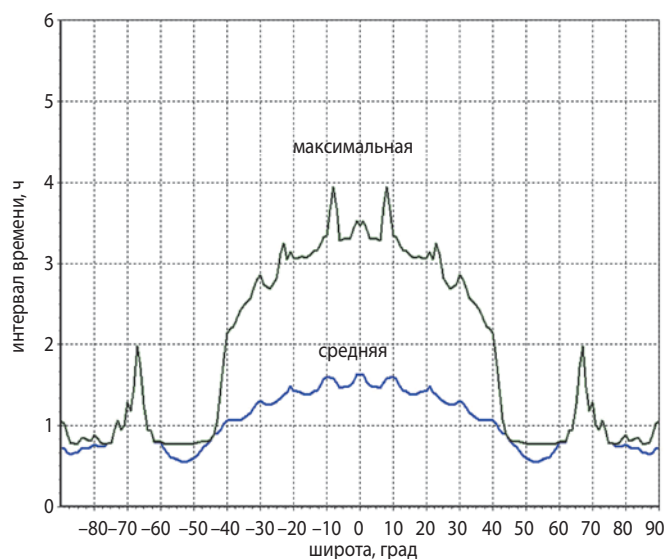
**рисунок 17.** Функция частоты (вероятности) наблюдения первого этапа WorldView Legion над заданным районом на широте 36° при угле Солнца не менее 15 градусов при различной разрешающей способности: до 0,5 м – угол перенацеливания до 36°; до 1 м – угол перенацеливания до 54°; до 1,3 м – угол перенацеливания до 58°



**рисунок 19.** Периодичность наблюдения WorldView Legion первого этапа (для двух КА в одной плоскости на ССО и четырёх КА в двух плоскостях на орбите с наклоном 57°)



**рисунок 18.** Периодичность наблюдения только для двух КА WorldView Legion в одной плоскости на ССО



**рисунок 20.** Периодичность наблюдения WorldView Legion второго этапа (для четырёх КА в двух плоскостях на ССО, четырёх КА в двух плоскостях на орбите с наклоном 57° и четырёх КА в двух плоскостях на орбите с наклоном 45°)

Проведена оценка статистических характеристик интервалов между наблюдениями: средней и максимальной периодичности наблюдения для широтных поясов (рисунки 18, 19 и 20).

На рисунках 18, 19 и 20 показаны расчётные оценки максимальной и средней периодичности наблюдения для угла нацеливания  $58^\circ$  и угла места Солнца  $0^\circ$ . Анализ зависимостей показывает, что добавление КА на наклонных орбитах позволяет довести среднюю периодичность наблюдения на широте  $50\text{--}60$  градусов до двух часов, а на экваторе – до четырёх часов. Однако в широтном поясе  $60\text{--}75$  градусов периодичность не улучшается.

Развёртывание второго этапа орбитальной группировки WorldView Legion позволяет довести среднюю периодичность наблюдения до 1–2 часов, а максимальная периодичность не превышает 3–4 часа (рисунок 20).

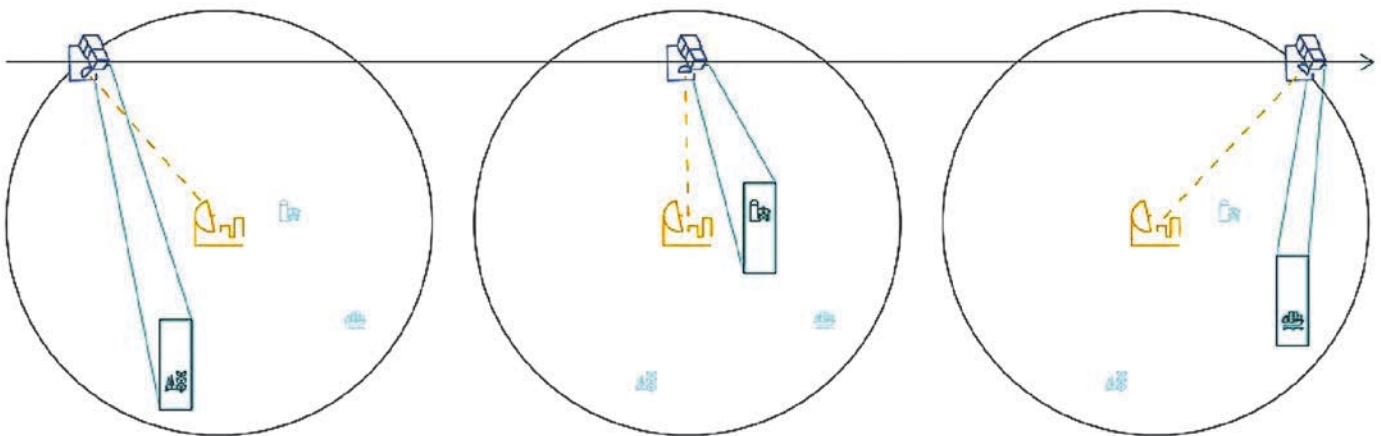
## 5. Особенности применения КА WorldView Legion в интересах тактических потребителей

Как уже отмечалось, коммерческие операторы космических систем наблюдения традиционно предоставляют доступ пользователям к материалам космической съёмки с использованием «облачных» интернет-платформ и сервисов. Однако такой способ получения информации не пригоден для информационного обеспечения войск в ходе боевых действий. Поэтому компания MAXAR, проектируя космическую систему оптико-электронного наблюдения на базе КА WorldView Legion, предусмотрела создание мобильного многофункционального наземного комплекса, получившего название RGT (Remote Ground Terminal), с возможностью закладки командно-программной информации на борт КА и непосредственного приёма информации с борта

КА на пролёте над заданным районом в реальном масштабе времени. Комплексы RGT поставлены в войска и могут применяться непосредственно в боевых порядках войск. Для реализации этого замысла на борту КА предусмотрено отдельное управление и наведение оптико-электронного комплекса и остронаправленной антенной системы бортовой аппаратуры высокоскоростной радиолинии для проведения одновременной съёмки и передачи информации на наземный комплекс на пролёте над заданным районом, как показано на рисунке 21. Отметим, что в войсках такая концепция отработывалась ещё в рамках экспериментальных программ Kestrel Eye и SeeMe (Клименко Н.Н., 2018). Поэтому создание и применение комплекса RGT в войсках рассматривается как начало революционного процесса в области информационного обеспечения оперативных и тактических подразделений актуальными материалами космической съёмки в ходе боевых действий. В развитие этого процесса разрабатывается тактический комплекс TITAN, предназначенный для «замыкания» всех источников информации, включая материалы космической съёмки как с коммерческих КА, так и с военных КА наблюдения, на системы оружия.

Созданная компанией MAXAR для информационного обеспечения войск Наземная инфраструктура, получившая название «Тактическая архитектура для глобальных операций в масштабе времени, близком к реальному», – TANGO (Tactical Architecture for Near real-time Global Operations), развёртывается в боевых порядках в течение 1 часа. Многофункциональный наземный комплекс RGT реализует следующие функции:

- наведение КА с высоким разрешением по данным с КА со средним разрешением, но обеспечивающих большую полосу съёмки в различных диапазонах спектра;



**рисунок 21.** КА WorldView Legion обеспечивает одновременную съёмку и передачу информации на наземный комплекс RGT

**ПРИМЕНЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДВОЙНОГО НАЗНАЧЕНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ВОЕННЫХ ЗАДАЧ.  
ЧАСТЬ 2. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ  
КОМПАНИИ МАХАР**

- идентификацию объектов на космических снимках и оперативное слежение за ними;
- анализ заявок на съёмку и планирование съёмки;
- выявление изменений в обстановке по космическим снимкам;
- мониторинг результатов огневого поражения;
- обеспечение доступа военных потребителей к актуальным материалам космической съёмки.

В рамках концепции TANGO реализуются различные способы доставки информации пользователям, в том числе:

- оперативный доступ (Rapid access program) – для пользователей, выполняющих критические по времени задачи, предоставляется приоритетный доступ к планированию съёмки и закладке командно-программной информации на борт КА, с предсказуемым временем съёмки и доставки информации в любое место с использованием on-line подключений к виртуальной наземной инфраструктуре в течение 6 часов после подачи заявки;
- непосредственный доступ (Direct access program) – закладка командно-программной информации на борт КА и сброс информации на комплекс RGT пользователя осуществляется в реальном масштабе времени; заказчик информации должен зарезервировать окно для съёмки у оператора КА за 15 минут до съёмки и выдать оператору КА командно-программную информацию для закладки на борт КА (*MAXAR selected to deliver portable satellite imagery ground systems to US Army*).

В войсках комплексы RGT используют также для организации оперативного применения и других

КА оптико-электронного и радиолокационного наблюдения компаний Planet, Blacksky, Capella Space, Iceye, Umbra. По существу компания MAXAR выступает единым оператором мультиинформационной орбитальной группировки КА двойного назначения в рамках концепции TANGO.

**заключение.**

**Сравнительный анализ возможностей КА ОЭН компаний MAXAR, Planet и BlackSky**

КА WorldView и WorldView Legion вряд ли могут быть отнесены к классу малых КА на фоне МКА конкурирующих компаний, однако на фоне «старых» военных КА это «малые и недорогостоящие» изделия. Что касается компании MAXAR и их конкурентов – операторов МКА наблюдения, то, конечно же, их орбитальные группировки различаются коренным образом по многим показателям. При этом в компании MAXAR не видят угроз со стороны конкурирующих компаний, считая, что «МКА не более опасны для MAXAR, чем автомобили KIA для Ferrari». В отличие от компании MAXAR, многократно подтвердившей свою значимость для военных заказчиков, конкуренты только пытаются «продать» свои возможности по решению военных задач, прежде всего в части периодичности наблюдения. Однако по остальным ключевым характеристикам орбитальная группировка и наземная инфраструктура компании MAXAR имеет безоговорочное превосходство. Для сравнения в таблице 2 приведены основные характеристики орбитальных группировок конкурирующих компаний.

**таблица 2** – Характеристики орбитальных группировок конкурирующих компаний

технические характеристики	орбитальная группировка КА WorldView Legion	орбитальная группировка КА Skysat	орбитальная группировка КА Blacksky Global
количество КА	0/6/12	21/21	5/16
стоимость КА, млн долл.	100	5	10
срок активного существования, лет	10	6	3
масса, кг	750	110	44
высота орбиты, км	510-590	400	450–670
разрешение, м	0,29	0,5	1,0 (0,5/Gen-3)
точность геопривязки, м	<1,5	<10	>10
периодичность наблюдения, раз/день	6–15	10	12–15
производительность, кв. км	1700000 (разрешение 0,3 м)	360000 (разрешение 0,5м)	460000 ( 16 КА с разрешением 1м)





**рисунок 22.** Сравнение возможностей КА WorldView и МКА Skysat по площадной съёмке

Несопоставимы возможности сравниваемых КА по обзорной площадной съёмке. Так, на рисунке 22 показан сравнительно «скромный» по размеру (682 кв. км) снимок с КА WorldView с разрешением 50 см и на его фоне снимок с КА Skysat (30 кв. км с разрешением 1 метр).

КА WorldView Legion обладают разрешением до 0,29...0,34 метра при съёмке больших районов и возможностью достоверного распознавания военной техники, что не обеспечивают МКА. При этом достоверная автоматическая классификация и идентификация подвижных объектов могут быть обеспечены при разрешении в указанном выше диапазоне. Очевидно, что для обнаружения изменений в оперативной обстановке необходимо иметь «мгновенный» снимок всего района, где может осуществляться военная деятельность. Однако МКА, не имея силовых гироскопов, при небольшой апертуре оптической системы не обладают такой возможностью, осуществляя съёмку, как иногда говорят, через «замочную скважину». Получая обзорный площадной снимок за один пролёт КА, аналитик имеет возможность отслеживать мобильные цели в ходе манёвренных боевых действий.

Существенные различия имеются и в баллистическом построении орбитальных группировок. Так, в составе орбитальной группировки компании MAXAR имеется четыре КА на наклонной орбите, что позволяет «рассредоточить» по времени проходы КА над заданным районом в течение светового

дня и повышает вероятность выявления изменений в обстановке. В то же время в составе орбитальной группировки КА Skysat из 21 КА на наклонную орбиту выведены шесть КА. Но при этом компания Planet, улучшив таким образом периодичность наблюдения в средних широтах, сосредоточила проходы всех шести КА над заданным районом в районе полудня.

В результате, если будет поставлена типовая задача по мониторингу мобильных объектов, такая группировка будет способна реагировать на их передислокацию только если это будет происходить в полуденное время.

Вместе с тем, орбитальная группировка КА типа Dove компании Planet обладает уникальной возможностью ежесуточного мониторинга всей земной поверхности и способностью выявлять ранние признаки военной деятельности на множестве объектов с последующим наведением по этим данным КА наблюдения с высоким разрешением для классификации и идентификации задействованной на этих объектах военной техники. При этом компания Planet располагает и другой уникальной возможностью – «заглядывать» в прошлое и проводить сравнение актуальных и архивных снимков по любому участку местности на земной поверхности с целью обнаружения изменений в обстановке. Результаты детального анализа снимков высокого разрешения указанных выше объектов в дальнейшем могут быть использованы для ежесуточного систематического слежения

## ПРИМЕНЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДВОЙНОГО НАЗНАЧЕНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ВОЕННЫХ ЗАДАЧ. ЧАСТЬ 2. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ КОМПАНИИ МАХАР

за идентифицированными объектами КА наблюдения со средним разрешением компании Planet.

Подобные оценки возможностей рассматриваемых орбитальных группировок КА наблюдения использовались в заказывающем управлении NRO при подготовке контрактов в рамках программы EOCL, в которой требования по поставке космических снимков разделены на три группы с ориентацией на специфические возможности орбитальных группировок КА наблюдения компаний MAXAR, Planet, Blacksky (*NRO's strategy to buy satellite imagery shaped by thriving commercial market*):

- базовая видовая информация (foundation imagery) предназначена для военного картографирования и других применений, где востребованы материалы космической съёмки высокого разрешения компании MAXAR;
- материалы объектовой и обзорной площадной съёмки в соответствии с поставленными задачами (global «taskable» area imagery), ориентированные на возможности высокодинамичных КА компании MAXAR;
- снимки со средним разрешением для слежения за объектами, военной деятельностью и выявления изменений в оперативной обстановке (материалы космической съёмки для оперативного слежения за обстановкой с целью вскрытия критических изменений и наведения КА с высоким разрешением на вскрытые районы), ориентированные на возможности орбитальных группировок компаний Planet и Blacksky.

Такая классификация требований по космической съёмке отражает усилия заказывающего управления NRO установить баланс между уровнем инвестирования в создание военных КА наблюдения и использованием возможностей коммерческих операторов. В результате этих усилий сформировалась концепция гибридной космической архитектуры, в рамках которой военные КА наблюдения и рассматриваемые в статье КА наблюдения коммерческих операторов объединяются в единую систему для скоординированного применения по единому замыслу для решения военных задач.

### список литературы

Клименко Н.Н. Современные космические аппараты для информационного обеспечения группировок войск на театре военных действий // Воздушно-космическая сфера. 2018. № 1. С. 43-53.

*A review of earth viewing methods for in-flight assessment of modulation transfer function and noise of optical spaceborne sensors* // URL: hal-mines-paristech.archives-ouvertes.fr (дата обращения: 26.05.2023).

*Commercial GEOINT raises questions about NGA, IC roles, says Gordon* // URL: breakingdefense.com (дата обращения: 26.05.2023).

*Design drivers for viable commercial remote sensing space architecture* // URL: https://digitalcommons.usu.edu/viewcontent (дата обращения: 26.05.2023).

*EarthCube leverages SecureWatch to train its AI models* // URL: blog.maxar.com (дата обращения: 26.05.2023).

*Global Enhanced GEOINT Delivery (G – EGD)* // URL: dg.cms-uploads-production.S3.amazon.aws.com (дата обращения: 26.05.2023).

*HD technology* // URL: explore.maxar.com (дата обращения: 26.05.2023).

*Introducing 15 cm HD: the highest clarity from commercial satellite* // URL: blog.maxar.com (дата обращения: 26.05.2023).

*Is drone base worth it* // URL: web.solicesf.org (дата обращения: 26.05.2023).

*MAXAR 500 TM series: LEO missions enabled by WorldView Legion technology* // URL: www.maxar.com (дата обращения: 26.05.2023).

*MAXAR is offering 15 cm HD satellite imagery products* // URL: geoawsomeness.com (дата обращения: 26.05.2023).

*MAXAR selected to deliver portable satellite imagery ground systems to US Army* // URL: www.businesswire.com (дата обращения: 26.05.2023).

*MAXAR technologies (MAXR): returns will be Legion – dairy* // URL: kerrisdalecap.com (дата обращения: 26.05.2023).

*NRO's strategy to buy satellite imagery shaped by thriving commercial market* // URL: spacenews.com (дата обращения: 26.05.2023).

*On-orbit modulation transfer function (MTF) measured for Ikonos and Quickbird* // URL: ntrs.nasa.gov (дата обращения: 26.05.2023).

*The mighty power of pixels GBDX powers a new imagery exploitation tool for analyst* // URL: blog.maxar.com (дата обращения: 26.05.2023).

*The strength of MAXAR's combined offerings for next generation missions* // URL: combinedofferings.maxar.com (дата обращения: 26.05.2023).

*Using EarthCube's artificial intelligence and MAXAR's industry-leading satellite imagery to tip and cue defense analysts* // URL: blog.maxar.com (дата обращения: 26.05.2023).

*WorldView Legion* // URL: eoportal.org (дата обращения: 26.05.2023).

*WorldView Legion| Geospatial visibility tool* // URL: https://www.maxar.com/worldView-legion?wvideo\_d09u754yab (дата обращения: 26.05.2023).

Статья поступила в редакцию 20.06.2023

Статья после доработки 20.06.2023

Статья принята к публикации 20.06.2023

## К ВОПРОСУ ПОВЫШЕНИЯ РЕЗУЛЬТАТИВНОСТИ НАЧАЛЬНОЙ НАУЧНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ. АСПЕКТЫ ТРАНСФОРМАЦИОННЫХ ПРОЦЕССОВ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ АСПИРАНТСКОЙ ПОДГОТОВКИ

## ON THE ISSUE OF IMPROVING THE EFFECTIVENESS OF INITIAL SCIENTIFIC ACTIVITY. ASPECTS OF TRANSFORMATIONAL PROCESSES OF IMPROVING POSTGRADUATE TRAINING



**В.В. Ефанов<sup>1</sup>,**  
*профессор, доктор*  
*технических наук,*  
*EfanovVV@laspace.ru;*  
**V.V. Efanov**



**Х.Ж. Карчаев<sup>1</sup>,**  
*кандидат*  
*экономических наук,*  
*KarchaevKHZH@*  
*laspace.ru;*  
**Kh.Zh. Karchaev**



**И.В. Шолохова<sup>1</sup>,**  
*SHolokhovaIV@*  
*laspace.ru;*  
**I.V. Sholokhova**



**В.В. Герасимчук<sup>1</sup>,**  
*кандидат*  
*технических наук,*  
*GerasimchukVV@*  
*laspace.ru;*  
**V.V. Gerasimchuk**

*В статье рассматриваются элементы и перспективные направления модернизации структурных аспирантских программ в целях формирования научной среды предприятия, соответствующей инновационным потребностям государства.*

*Ключевые слова:*  
*аспирантура; компетенция;*  
*мотив; диссертация.*

DOI: 10.26162/LS.2024.63.1.002

### введение

Наиболее распространённой формой подготовки кадров высшей научной квалификации является аспирантура (Федеральный закон от 30 декабря 2020 г. № 517-ФЗ), выступающая третьим уровнем современного высшего образования.

Заинтересованность в подготовке специалистов высшей научной квалификации обусловлена пониманием ключевой роли успешных выпускников аспирантских программ в развитии инновационного потенциала государств (*профессиональные докторские*

*The article discusses the elements and promising directions of modernization of structural postgraduate programs in order to form a scientific environment of the enterprise that meets the innovative needs of the state.*

*Key words:*  
*postgraduate study; competence;*  
*motive; dissertation.*

*программы Кембриджского, Мидлсекского, Лестерского и Манчестерского университетов). Происходит переосмысление целей, методов и форм подготовки профессиональных исследователей на уровне международных организаций (Институт статистики ЮНЕСКО) и государств (ЕС, ОЭСР, АСЕАН). Необходимость ликвидации разрыва между качеством подготовки и компетенций существующей научной среды и перспективной, способной решать задачи технологического прорыва, обуславливает*

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

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

необходимость кардинальных изменений в системе подготовки новых поколений «интеллектуальных специалистов» (knowledge workers), что может позволить научно-образовательной сфере дать адекватный ответ на глобальные вызовы, обусловленные конкуренцией в сфере научно-технологического лидерства и инновационного развития (Волкова Е.В., Усатенко О.В., 2014).

### **Аспекты институциональной трансформации российской аспирантской подготовки**

В 2020 году в России были приняты дополнения в Федеральный закон об образовании, направленные, в том числе, на существенное изменение основ функционирования российской аспирантуры.

Ключевыми направлениями реформы аспирантуры стали следующие положения:

- отмена федеральных государственных образовательных стандартов по направлениям подготовки и аккредитации аспирантских программ;
- введение единых федеральных государственных требований к структуре программ аспирантуры;
- предоставление организациям значительной свободы в проектировании аспирантского образования;
- введение «предзащиты» кандидатской диссертации в качестве итоговой аттестации аспирантов.

В связи с проводимой реформой в академическом сообществе активно обсуждались проблемы институционального развития российской аспирантуры (Марголин А.М., Мельников Р.М., 2018). В рамках дискуссии цели аспирантуры трактовались с позиций «диссертационного», «образовательного» и «квалификационного» подходов (Малошенок Н.Г., Терентьев Е.А., 2019). Сторонники первого полагали, что целью аспирантуры является научная работа и защита кандидатской диссертации, а введённый государственным стандартом образовательная программа отвлекала аспирантов от подготовки диссертации. Так называемый «образовательный» подход был противоположен «диссертационному»: аспирантура – образовательная программа третьего уровня, и защита кандидатской диссертации не является целью аспирантуры. Своего рода компромиссным вариантом, уступкой академическому сообществу являлся «квалификационный» подход, согласно которому в аспирантуре необходимо обеспечить образовательный процесс, в котором подготовка диссертации является важнейшей, но не единственной задачей. Сторонники этого подхода подчёркивали, что работодателям нужны не диссертации, а высококвалифицированные специалисты, обладающие уникальным набором профессиональных исследо-

вательских и аналитических навыков (Бедный Б.И., Рыбаков Н.В., Сапунов М.Б., 2017).

Следует признать, что причины кризисного состояния российской аспирантуры связаны не только и не столько с вопросами нормативного регулирования и институционального статуса аспирантуры, а с более широким проблемным полем (Певная М.В., Шуклина Е.А., 2018).

### **Аспекты совершенствования аспирантской подготовки предприятия**

Известно, что в современном мире новые научные знания и технологические инновации часто производятся не в университетских лабораториях, а в профессиональной среде («на рабочем месте»), причём роль катализатора в их генерации играет промышленность (Тесленко В.А., Мельников Р.М., 2020).

В этой трактовке неоспорима роль научно-производственных предприятий в подготовке современных научных кадров. Аспирантская исследовательская подготовка на базе научно-производственного предприятия позволяет интегрировать соискателя в профессиональный мир ведущих специалистов и практическую сферу деятельности, а система подготовки научных работников оказывается непосредственно вовлечённой в научно-производственный процесс жизнедеятельности такого предприятия, мотивируя его к инновациям (Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж., 2016).

Анализ эффективности программ профессиональной аспирантуры свидетельствует об их успешности лишь при условии заинтересованного участия промышленных предприятий и университетов в проведении совместных исследований, руководстве диссертационными проектами, а также в ресурсном обеспечении аспирантской подготовки (Бедный Б.И., Рыбаков Н.В., 2022).

Рассматривая направления совершенствования практико-ориентированной аспирантуры научно-производственного объединения, нельзя не согласиться с мнением, что практически единственным индикатором оценки аспирантуры функционально правильным следует считать выпуск аспирантов с защитой кандидатской диссертации в нормативно определённый срок обучения. Однако, не оспаривая важность этого показателя, отметим, что он не полностью характеризует значимые социально-экономические эффекты деятельности аспирантуры.

Выделим в качестве направлений совершенствования функционирования аспирантской подготовки основные: научную, методологическую и административную составляющие, акцентируя внимание на ключевых, по нашему мнению, особенностях.

## ИНТЕГРАЦИЯ НАУЧНОЙ ТЕМАТИКИ И ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЫ В НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКУЮ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ НПОЛ

- Тема исследования и решаемые научные задачи исследовательских работ должны служить решению научных задач, выполняемых НИОКР НПОЛ.
- Совершенствование принципов и методов организационного взаимодействия учёных предприятия и научных руководителей НИР, НИОКР.

*Информационное взаимодействие должно быть регулярным, открытым (например, на сайте вести отдельный блок, периодические советы учёных предприятия для обсуждения научных задач предприятия и направлений их решения, возможно вести такую работу по специализированным направлениям).*

**рисунок 1.** Элементы научной составляющей повышения качества аспирантских исследований

**Научная составляющая.** Важнейшей задачей формирования научной направленности исследовательской деятельности соискателей следует признать задачу интегрирования научной тематики и работы аспирантов с научно-исследовательской деятельностью НПОЛ. В этом случае выполняемые исследования в рамках НИОКР будут направлены на решение актуальных, научнозначимых задач и иметь практическую направленность. Реализация данного положения требует выработки и реализации единой стратегии и усилий научного руководства предприятия с научными подразделениями по формированию

принципов и методов организационного взаимодействия научных руководителей НИОКР и научными работниками, соискателями учёных степеней, их научных руководителей (рисунок 1).

**Методологическая составляющая.** Грамотно и корректно интегрированные задачи научных исследований аспирантов в научно-исследовательскую работу предприятия актуализируют возрастание роли научного руководителя и ответственности соискателя за результативность и своевременность выполнения научных исследований. Данный принцип в полной мере обусловлен тенденцией перехода образовательной

## МЕТОДОЛОГИЧЕСКАЯ СОСТАВЛЯЮЩАЯ

### **Возрастание роли научного руководителя:**

- Моральная и этическая ответственность научного руководителя за научную актуальность и методологию научных исследований, его активное участие в формировании направления исследования, формулировании научных задач, целей и прогноза результатов.
- Конкретизация и детализация планов работы исследовательской части.
- Взаимодействие с научным руководством предприятия по формированию необходимых ресурсов для проведения исследований и необходимой помощи соискателю.
- Тесный контакт с соискателем. Контроль хода проведения научных исследований. Своевременная оценка полученных результатов и необходимая корректировка дальнейших планов.
- Научно-организационная работа с планируемыми Оппонентами в части соответствия их научных работ и тематики исследования соискателя.
- Дополнительная достойная поощрительная мотивация научного руководителя.

### **Увеличение качества научного взаимодействия соискателей с внешними научными организациями и предприятиями:**

- Формирование требований минимального количества обязательного участия в работе научных конференций («погружение» в научный мир и установление личных контактов), обязательное выступление с докладом (формирование навыков публичного выступления, а также апробация своих научных планов, мыслей и достигнутых результатов).

**рисунок 2.** Элементы методологической составляющей повышения качества аспирантских исследований

### **КАДРОВО-АДМИНИСТРАТИВНАЯ СОСТАВЛЯЮЩАЯ**

#### **Формирование концептуальной взаимосвязи научно-кадровых подразделений:**

- Разработка стратегии по формированию престижа научной деятельности и роли учёных степеней и званий.
- Прогнозирование и выстраивание цепочки способных и талантливых специалистов: Магистратура (специалитет) – Аспирантура – Докторантура – Диссертационные Советы (научные школы).
- Оказание ресурсной и пропагандистско-рекламной помощи научным школам предприятия.
- Подбор кадров для обучения в аспирантуре путём формирования интереса к научной работе у сотрудников.
- Повышение роли и ответственности научного руководителя при поиске кандидатов.
- Научное просветительство и формирование заинтересованной научно-исследовательской среды (научные семинары и пропаганда актуальности исследований, научных тематик, предполагаемых результатов, хода исследований).
- Поиск и формирование кадрового «резерва» склонных к научным изысканиям сотрудников и формирование у них убежденности в целесообразности и ценности своего научного совершенствования и развития.
- Разработка мер кадрового, финансового и морально-этического поощрения для всесторонней мотивированности склонных к научным исследованиям сотрудников.
- Формирование профессиональной ответственности за результат деятельности.
- Возрастание роли наличия учёных степеней и учёного звания при аттестации и назначении на должности:

*как пример:*

*\* при отсутствии выхода на защиту в установленные сроки – в течение 5-ти лет после окончания обучения – не рассматривать на повышение в должности;*

*\* в случае успешной защиты – обязательное повышение в должности (как минимум сверхнормативное повышение оклада в сетке Grid).*

**рисунок 3.** Элементы кадрово-административной составляющей повышения качества аспирантских исследований

подготовки от «модели наставничества» к современному исследовательскому образованию и может позволить обеспечить мультидисциплинарность и проблемно ориентированную подготовку аспиранта: его научная специализация и формирование навыков практического применения научных знаний, управленческие и коммуникативные навыки, умение работать в команде, решать системно комплексные задачи будут формироваться в ходе учебного процесса, а сам учебный процесс будет неразрывно интегрирован в научно-производственную деятельность, формируя при этом и критически значимые связи для успешного профессионального развития и карьерных траекторий развития. Понимая возрастание роли научного руководителя как в научном плане, так и его ответственности перед предприятием в решении научно-производственных задач, в том числе моральной ответственности перед руководством, следует уделить внимание разработке достойных принципов стимулирования и вознаграждения такой деятельности (рисунок 2). Отдельного внимания требует рассмотрение вопросов научного взаимодействия с другими учебными, научными и производственными учреждениями. Такое взаимодействие может обеспечить погружение соискателя в современную научную среду, позволить определить место и роль своей научной

работы, её актуальность, а также соотнести применяемые им методы и теории и современные тенденции научно-технического развития. Находясь во взаимодействии с другими научными коллективами, соискатель сможет не только апробировать результаты своих исследований, сформировать навыки публичных выступлений, но и своим личным участием формировать научное общество будущего, выступая его активным субъектом.

**Кадрово-административная составляющая.** Данная работа может позволить вывести процесс аспирантской подготовки на структурную основу путём разработки и внедрения концептуальной взаимосвязи научных и кадровых подразделений в части подбора, сопровождения, развития и контроля научной и исследовательской деятельности сотрудниками предприятия (рисунок 3). Ключевым направлением данной работы должно выступать формирование требований по подбору кадров для обучения в аспирантуре. Отбор высокомотивированных сотрудников, имеющих склонности к исследовательской работе, проявивших себя участием в конкурсах научных работ, имеющих индивидуальные публикации, патенты и изобретения – вот базовые требования к претендентам на соискательство. В этом направлении работа аспирантского отдела при наборе соискателей должна быть коррелирована

**таблица 1** – Самодетерминация человеческого поведения

потребности		
потребность в автономности	компетентность	взаимосвязанность с другими субъектами
добровольность выбора	ощущение собственной значимости	быть понятым и принятым

**таблица 2** – Типы мотивации поступающих в аспирантуру

внутренняя мотивация (человек вовлекается в какую-либо деятельность исходя из интереса к самой этой деятельности и удовольствия от неё)			
наивысший уровень автономности индивида	интерес к научной деятельности	интерес к обучению	интерес к преподавательской деятельности
внешняя мотивация (аспирантура как важный шаг для построения карьеры, развития профессиональных навыков, получения общественного признания)			
экстернальный тип	контролируемая мотивация (меньшая степень автономии обучающегося)	вовлечение в учебную деятельность определяется получаемым в результате завершения обучения вознаграждением – своеобразным «двигателем» становится не внутренний интерес к науке, преподаванию или обучению, а желание получить престижную и высокооплачиваемую работу	различные социальные льготы от статуса аспиранта – в первую очередь, отсрочка от армии; учёная степень, которая открывает широкие перспективы для построения дальнейшей карьеры
интроецированный тип	контролируемая мотивация (уровень автономии индивида выше экстернального)	регулятором являются определённые социальные нормы и правила, ценности и установки	учёная степень продолжает оставаться важным индикатором социального статуса
идентифицированный тип	автономная мотивация (уровень автономии индивида выше, предполагает сознательное признание ценности вовлечения в образовательный процесс)	повышение собственной конкурентоспособности	внешним регулятором выступают также полученные в результате освоения образовательной программы компетенции
интегрированный тип	автономная мотивация (сосуществуют внутренняя и внешняя мотивация)	регулятор деятельности остаётся внешним по отношению к самой деятельности, вовлечение в эту деятельность согласуется с ценностями и интересами, потребностями и переживаниями индивида	завершение работы над диссертацией рассматривается как «подведение итога» своего профессионального развития

с работой отдела кадров по формированию кадрового резерва предприятия. Научная подготовка и дальнейшая научная деятельность не должны быть только делом талантливой молодёжи и самого учёного в дальнейшем. Этой деятельности должно уделять внимание руководство предприятия, формировать её и направлять, а также всячески поддерживать практическими мотивациями. По возможности, начинать такую работу следует на этапах магистерской подготовки и обучения в специалитете. Подбор кандидатур следует осуществлять с учётом как способностей соискателей к научным исследованиям, так и уделять внимание определению потребностей и мотивов поступающих (таблицы 1, 2).

Разнообразие различного рода причин поступления и несовершенство процедур приёма в аспирантуру актуализирует вопрос совершенствования системы отбора и повышения качества приёма.

Учёт мотивационного поведения соискателей учёных степеней указывает на актуальность дальнейшего развития темы мотиваций, в частности, исследований связи между типом мотивации и прогрессом аспирантов (публикационной активностью, победами в конкурсах, участием в коллективных научных исследованиях, сроками подготовки диссертаций). Отдельного внимания заслуживает разработка специальных методик и принципов оценки мотивации. Кроме того, актуальной и своевременной представляется проверка гипотезы о возможных изменениях мотиваций и профессиональных планов непосредственно в процессе аспирантской подготовки и факторов, определяющих эти изменения, что позволило бы выйти на уровень конкретных практических рекомендаций в отношении условий, способствующих формированию и развитию у аспирантов внутренней мотивации к научной деятельности.

## **заключение**

Для кадрового обеспечения наукоёмких отраслей экономики и сферы интеллектуальных услуг необходимо существенно расширить формы и методы подготовки аспирантов. Одним из перспективных направлений является создание адресных практико-ориентированных аспирантских программ, нацеленных на повышение профессиональных навыков и исследовательской подготовки креативных сотрудников наукоёмких предприятий реального сектора экономики.

Принятое нормативное регулирование и институциональный статус аспирантуры (*Постановление Правительства РФ от 13 мая 2021 г. № 729, 2021*) может позволить научным и кадровым подразделениям предприятий самостоятельно выстраивать научную и кадровую политику с учётом отраслевой принадлежности. Концептуальное научно-кадровое планирование способно обеспечить формирование научного потенциала предприятия на базе сложившихся научных школ путём интегрирования научно-педагогических наработок в новейшие структурированные аспирантские программы, соединив модели индивидуального ученичества и передачи наставнического опыта ведущими учёными подразделений предприятия и обретения профессионального исследовательского опыта с личностным развитием аспиранта в высокопрофессиональной научно-производственной практической среде, и придать процессу формирования научной школы прогнозируемый характер.

Высказанные предположения требуют эмпирической проверки и тщательной проработки при внедрении, а также своевременной корректировки на пути повышения результативности аспирантской подготовки.

Рассмотренная проблема и предложенные направления совершенствования аспирантской подготовки могут быть интересны и полезны для дальнейшего развития научного потенциала такой наукоёмкой отрасли, как ракетно-космическая.

## **список литературы**

*Бедный Б.И., Рыбаков Н.В.* Трансформационные процессы в современной российской аспирантуре: учебное пособие. Нижний Новгород: Изд-во ННГУ, 2022. 139 с.

*Бедный Б.И., Рыбаков Н.В., Сапунов М.Б.* Российская аспирантура в образовательном поле: междисциплинарный дискурс // Социологические исследования. 2017. № 9. С. 125-134. DOI: 10.7868/S0132162517090148.

*Волкова Е.В., Усатенко О.В.* Организационно-педагогическая система управления в высшем военном образовании: проблемы и задачи // Вестник ТвГУ. Сер. Педагогика и психология. 2014. № 4. С.185-191.

*Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж.* О научном потенциале НПО имени Семёна Алексеевича Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 73-77.

*Институт статистики ЮНЕСКО.* Режим доступа: <http://data.uis.unesco.org> (дата обращения: 05.09.2023).

*Малошонок Н.Г., Терентьев Е.А.* На пути к новой модели аспирантуры: опыт совершенствования аспирантских программ в российских вузах // Вопросы образования. 2019. № 3. С. 8-42.

*Марголин А.М., Мельников Р.М.* Пути повышения эффективности подготовки аспирантов // Высшее образование в России. 2018. Т. 27, № 12. С. 9-19. DOI: <https://doi.org/10.31992/0869-3617-2018-27-12-9-19>.

*Певная М.В., Шуклина Е.А.* Институциональные ловушки нелинейного развития высшего образования в России // Интеграция образования. 2018. Т. 22, № 1. С. 77-90.

*Постановление Правительства РФ от 13 мая 2021 г. № 729 «О мерах по реализации программы стратегического академического лидерства «Приоритет-2030»* [Электронный ресурс]. URL: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/400693960/> (дата обращения: 05.09.2023).

*Сайт Кембриджского университета* [Электронный ресурс]. URL: <https://www.postgraduate.study.cam.ac.uk/courses/directory/ededdeedu/study> (дата обращения: 05.09.2023).

*Сайт Лестерского университета* [Электронный ресурс]. URL: <https://le.ac.uk/education/study/research-degrees/practice-based-phd> (дата обращения: 05.09.2023).

*Сайт Манчестерского университета* [Электронный ресурс]. URL: <https://www.manchester.ac.uk/study/postgraduate-research/programmes/list/18294/dprof-doctorate-in-professional-practice/#course-profile> (дата обращения: 05.09.2023).

*Сайт Мидлсекского университета* [Электронный ресурс]. URL: <https://www.mdx.ac.uk/courses/postgraduate/professional-studies-dprof> (дата обращения: 05.09.2023).

*Тесленко В.А., Мельников Р.М.* Перспективы развития индустриальной аспирантуры в России // Высшее образование в России. 2020. Т. 29, № 5. С. 157-167. DOI 10.31992/0869-3617-2020-29-5-157-167.

*Федеральный закон от 30 декабря 2020 г. № 517-ФЗ «О внесении изменений в Федеральный закон «Об образовании в Российской Федерации» и отдельные законодательные акты Российской Федерации.* URL: <https://www.publication.pravo.gov.ru>. (дата обращения: 05.09.2023).

*Статья поступила в редакцию 05.09.2023*

*Статья после доработки 05.09.2023*

*Статья принята к публикации 05.09.2023*



## БЕЗРАЗМЕРНЫЕ ПЕРЕМЕННЫЕ В ЗАДАЧАХ ОПТИМИЗАЦИИ ПЕРЕЛЁТОВ КА С ЭРДУ



**П.В. Казмерчук<sup>1</sup>,**  
кандидат технических наук,  
*pavel.kazmerchuk@gmail.com*;  
**P.V. Kazmerchuk**

*В статье исследуется влияние на процесс оптимизации межпланетного перелёта с ЭРДУ нормировки задачи, которая осуществляется с помощью перехода к безразмерным переменным.*

*Ключевые слова:*  
*метод линеаризации;*  
*малая тяга;*  
*нелинейная оптимизация;*  
*безразмерные переменные.*

DOI: 10.26162/LS.2024.63.1.003

### введение

В работе (Казмерчук П.В., Вернигора Л.В., 2022) с помощью модифицированного метода линеаризации (ММЛ) (Казмерчук П.В., 2018; Вернигора Л.В., Казмерчук П.В., 2019) решена задача оптимизации перелёта КА с электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) к Юпитеру с минимальным расходом топлива. Использование ММЛ обеспечило решение задачи с тривиальным начальным приближением. Сравнительно низкая вычислительная сложность метода позволила организовать эффективную процедуру перебора начальных дат старта с целью определения наилучших даты старта и длительности перелёта.

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

## DIMENSIONLESS VARIABLES IN PROBLEMS OF OPTIMIZATION OF SPACECRAFT FLIGHTS WITH ELECTRIC PROPULSION SYSTEMS



**Л.В. Вернигора<sup>1</sup>,**  
кандидат технических наук,  
*VernigoraLV@laspace.ru*;  
**L.V. Vernigora**

*The paper investigates the effect on the optimization process of interplanetary flight with low thrust of normalization of the problem, which is carried out by means of transition to dimensionless variables.*

*Keyword:*  
*linearization method;*  
*low thrust;*  
*nonlinear optimization;*  
*dimensionless variables.*

Однако при решении задачи было отмечено существенное отличие (на несколько порядков) значений производных от входящих в постановку задачи функционалов по управлению, что связано с различной физической размерностью как самих функционалов, так и управления. Напомним, что управлением в данной задаче являются:

- управляющие параметры (два угла ориентации вектора гиперболического избытка при отлёте от Земли, время перелёта);
- управляющая вектор-функция (величина вектора тяги, два угла ориентации вектора тяги).

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

В работах по численной оптимизации, например (Федоренко Р.П., 1978; Химмельблау Д., 1975), неоднократно отмечалась важность с точки зрения процесса поиска нормировки задачи, имеющей целью получение близких по порядку величины значений функциональных производных.

В данной работе исследуется влияние на процесс оптимизации межпланетного перелёта с ЭРДУ нормировки задачи, которая может быть осуществлена путём перехода к безразмерным переменным.

Напомним кратко основные соотношения, использованные в (Казмерчук П.В., Вернигора Л.В., 2022) для моделирования межпланетного перелёта.

## 1. Моделирование движения КА на межпланетных участках траектории

Для моделирования движения КА на межпланетном участке траектории используется Международная Небесная Система Координат. Началом отсчёта является барицентр Солнечной системы. Ось  $X$  направлена в точку весеннего равноденствия на эпоху J2000, ось  $Z$  перпендикулярна плоскости земного экватора, ось  $Y$  дополняет систему до правой. Для расчёта положения и скорости планет в заданные моменты времени использовались эфемериды Ephemeris of Planets and Moon (EPM 2021) (Pitjeva E.V., 2012). Для чтения эфемерид использовалась библиотека Ephemeris (Библиотека «Ephemeris»).

Модель движения центра масс КА в проекции на оси невращающейся системы имеет вид:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{r}} &= \mathbf{V}; \\ \dot{\mathbf{V}} &= -\frac{\mu}{r^3} \mathbf{r} + \frac{p}{m} \mathbf{u}(\alpha, \beta), \end{aligned} \quad (1)$$

где  $\mathbf{r}=(x, y, z)^T$  – радиус-вектор;

$r=\sqrt{x^2+y^2+z^2}$  – длина радиус-вектора;

$\mathbf{V}=(V_x, V_y, V_z)^T$  – вектор скорости;

$m$  – масса КА;

$\mu$  – гравитационный параметр Солнца;

$p$  – величина тяги, создаваемой ЭРДУ;

$\mathbf{u}(\alpha, \beta)$  – единичный вектор направления тяги, зависящий от углов  $\alpha, \beta$ , определяющих его пространственную ориентацию относительно вектора скорости КА, который определяется следующими соотношениями

$$\mathbf{u}' = \cos\alpha \cdot \mathbf{i} + \sin\alpha \cdot \mathbf{j};$$

$$\mathbf{u} = \cos\beta \cdot \mathbf{u}' + \sin\beta \cdot \mathbf{k},$$

где  $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$  – орты вспомогательной системы координат,

$$\mathbf{i} = |\mathbf{V}|_e; \mathbf{j} = \mathbf{k} \times \mathbf{i}; \mathbf{k} = |\mathbf{r} \times \mathbf{V}|_e.$$

## 2. Вылет из сферы действия Земли

Для определения начальной барицентрической скорости КА по аналогии с определением направления тяги строится вспомогательная система координат  $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$ , ось  $\mathbf{i}$  которой совпадает по направлению с вектором скорости Земли  $\mathbf{W}_3$ , ось  $\mathbf{k}$  совпадает с вектором  $\mathbf{R}_3 \times \mathbf{W}_3$  (перпендикулярна плоскости орбиты Земли, где  $\mathbf{R}_3$  – радиус-вектор Земли), ось  $\mathbf{j}$  дополняет систему до правой:

$$\mathbf{i} = |\mathbf{W}_3|_e;$$

$$\mathbf{k} = |\mathbf{R}_3 \times \mathbf{W}_3|_e;$$

$$\mathbf{j} = \mathbf{k} \times \mathbf{i}.$$

Начальная скорость КА определяется по формуле:

$$\mathbf{V}_0(V_\infty, \theta, \varphi, \Delta t) = \mathbf{W}_3(t_0 + \Delta t) + V_\infty \mathbf{e}(\theta, \varphi),$$

где  $V_\infty$  – величина гиперболического избытка скорости;

$\theta$  – угол между вектором гиперболического избытка скорости и вектором скорости Земли в плоскости орбиты;

$\varphi$  – угол между вектором гиперболического избытка скорости и плоскостью орбиты Земли;

$\Delta t$  – отклонение от базовой даты старта  $t_0$ , на момент которой фиксируется начальное приближение.

Вектор  $\mathbf{e}(\theta, \varphi)$  определяется по следующим соотношениям:

$$\mathbf{e}' = \cos\theta \cdot \mathbf{i} + \sin\theta \cdot \mathbf{j};$$

$$\mathbf{e} = \cos\varphi \cdot \mathbf{e}' + \sin\varphi \cdot \mathbf{k}.$$

## 3. Окончание перелёта

Моментом встречи с Юпитером и окончанием перелёта  $t_k$  считается дата, на которую выполнены следующие условия:

$$\mathbf{r}(t_k) - \mathbf{R}_{ю}(t_k) = 0;$$

$$\mathbf{V}(t_k) - \mathbf{W}_{ю}(t_k) = 0.$$

Здесь  $\mathbf{R}_{ю}$  – радиус-вектор Юпитера;  $\mathbf{W}_{ю}$  – вектор скорости Юпитера.

## 4. Уравнения движения в безразмерных переменных

Получим уравнения движения в безразмерных переменных. Перепишем (1) в виде

$$\begin{aligned} \frac{d\mathbf{R}}{dt} &= \mathbf{V}; \\ \frac{d\mathbf{V}}{dt} &= -\mu \frac{\mathbf{R}}{|\mathbf{R}|^3} + \mathbf{A}, \end{aligned} \quad (2)$$

где

$$\mathbf{A} = \frac{P}{m} \mathbf{u}(\alpha, \beta).$$

Перейдём к безразмерным переменным, обозначив

$$\mathbf{R} = \mathbf{r} r_0;$$

$$\mathbf{V} = \mathbf{v} v_0.$$

Подставим в (2), опустив пока выражение для управляющего ускорения

$$\frac{d(\mathbf{r} r_0)}{dt} = \mathbf{v} v_0 \rightarrow \frac{r_0 d\mathbf{r}}{t_0 dt} = \mathbf{v} v_0 \rightarrow \frac{d\mathbf{r}}{dt} = \frac{t_0 v_0}{r_0} \mathbf{v};$$

$$\begin{aligned} \frac{v_0 d\mathbf{v}}{t_0 dt} &= -\mu \frac{\mathbf{r} r_0}{|\mathbf{r} r_0|^3} \rightarrow \frac{d\mathbf{v}}{dt} = -\mu \frac{t_0 \mathbf{r} r_0}{v_0 r_0^3 |\mathbf{r}|^3} \rightarrow \frac{d\mathbf{v}}{dt} = \\ &= -\frac{\mu t_0}{v_0 r_0^2} \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^3}. \end{aligned}$$

Чтобы полученная система совпала с исходной, потребуем

$$\frac{\mu t_0}{v_0 r_0^2} = 1, \quad \frac{t_0 v_0}{r_0} = 1.$$

Отсюда получим

$$\frac{\mu t_0}{v_0 r_0^2} = 1 \rightarrow t_0 = \frac{v_0 r_0^2}{\mu}; \quad (3)$$

$$\frac{t_0 v_0}{r_0} = 1 \rightarrow \frac{v_0 r_0^2}{\mu} \frac{v_0}{r_0} = 1 \rightarrow v_0^2 = \frac{\mu}{r_0} \rightarrow v_0 = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}}. \quad (4)$$

Перейдём к безразмерному ускорению и безразмерной тяге, обозначив

$$\mathbf{A} = \mathbf{a} a_0, \quad P = \frac{P}{a_0};$$

$$\frac{P}{m} \mathbf{u}(\alpha, \beta) = a_0 \mathbf{a} \rightarrow \mathbf{a} = \frac{P}{a_0 m} \mathbf{u}(\alpha, \beta) \rightarrow \mathbf{a} = \frac{P}{m} \mathbf{u}(\alpha, \beta).$$

Учитывая (3) и (4), получим значение характерного ускорения

$$a_0 = \frac{v_0}{t_0} \rightarrow a_0 = \frac{v_0}{\frac{v_0 r_0^2}{\mu}} \rightarrow a_0 = \frac{v_0 \mu}{v_0 r_0^2} \rightarrow a_0 = \frac{\mu}{r_0^2}. \quad (5)$$

Таким образом, выбрав значение характерного размера  $r_0$  и значение характерной гравитационной постоянной  $\mu$  по формулам (3)–(5), можно получить остальные масштабные коэффициенты для обезразмеривания времени, скорости и ускорения. Для перехода к безразмерным переменным необходимо разделить соответствующие величины на их масштабные

коэффициенты. Обратный переход осуществляется умножением безразмерных величин на масштабные коэффициенты.

Окончательно запишем систему уравнений в безразмерных переменных:

$$\frac{d\mathbf{r}}{dt} = \mathbf{v}; \quad (6)$$

$$\frac{d\mathbf{v}}{dt} = -\frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^3} + \frac{P}{m} \mathbf{u}(\alpha, \beta).$$

Полученная система уравнений (6) не зависит от гравитационной постоянной. Размерность сохраняется у массы и угла.

За характерный размер и гравитационную постоянную примем астрономическую единицу и гравитационную постоянную Солнца. Тогда масштабные коэффициенты будут иметь следующие значения (таблица 1).

**таблица 1** – Масштабные коэффициенты

коэффициент	значение
$r_0$	149597870700.0 м
$\mu$	132712440041279471616.0 м <sup>3</sup> /с <sup>2</sup>
$a_0$	0.0059300835199973 м/с <sup>2</sup>
$v_0$	29784.6918343091128918 м/с
$t_0$	5022642.8909255182370543 с

## 5. Постановка задачи

Космический аппарат с параметрами, указанными в таблице 2, выводится на межпланетную траекторию с гиперболическим избытком  $V_\infty = 800$  м/с.

**таблица 2** – Параметры КА

параметр	значение	безразмерное значение
масса	8620.2 кг	–
тяга, $P_{\max}$	3.508701 Н	591.6781758921308
удельный импульс	4650 с (4650*9.81) м/с	1.5315417817233938

Необходимо определить направление вектора гиперболического избытка скорости – значения параметров  $\theta$ ,  $\varphi$ , величину и ориентацию вектора управляющего ускорения  $p(t)$ ,  $\alpha(t)$ ,  $\beta(t)$  ( $\Delta t = 0$ , левый конец траектории не варьируется,) обеспечивающих перелёт КА к Юпитеру с минимальным расходом топлива для фиксированной даты старта  $t_0 = 21.11.2018$  (2458443.5 JD)

$$m(t_k) \rightarrow \max.$$

При выполнении ограничений

$$t_k=1180 \text{ сут;}$$

$$\mathbf{r}(t_k)-\mathbf{R}_{ю}(t_k)=0;$$

$$\mathbf{V}(t_k)-\mathbf{W}_{ю}(t_k)=0.$$

Ограничения на  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\theta$ ,  $\varphi$  не накладываются,  $p(t) \in [0, P_{\max}]$ .

Начальное приближение выбиралось тривиальным:

- $\theta=0$ ;
- $\varphi=0$ ;
- $\alpha(\cdot)=0$ ;
- $\beta(\cdot)=0$ ;
- $p(\cdot)=0,8 \cdot P_{\max}$  (80% от максимальной тяги).

Шаг аппроксимации управляющих функций – 15 суток. Интегрирование уравнения движения производилось методом Дорманда – Принса восьмого порядка с автоматической настройкой шага. Точность интегрирования задавалась равной  $10^{-11}$  для всех компонент вектора состояния.

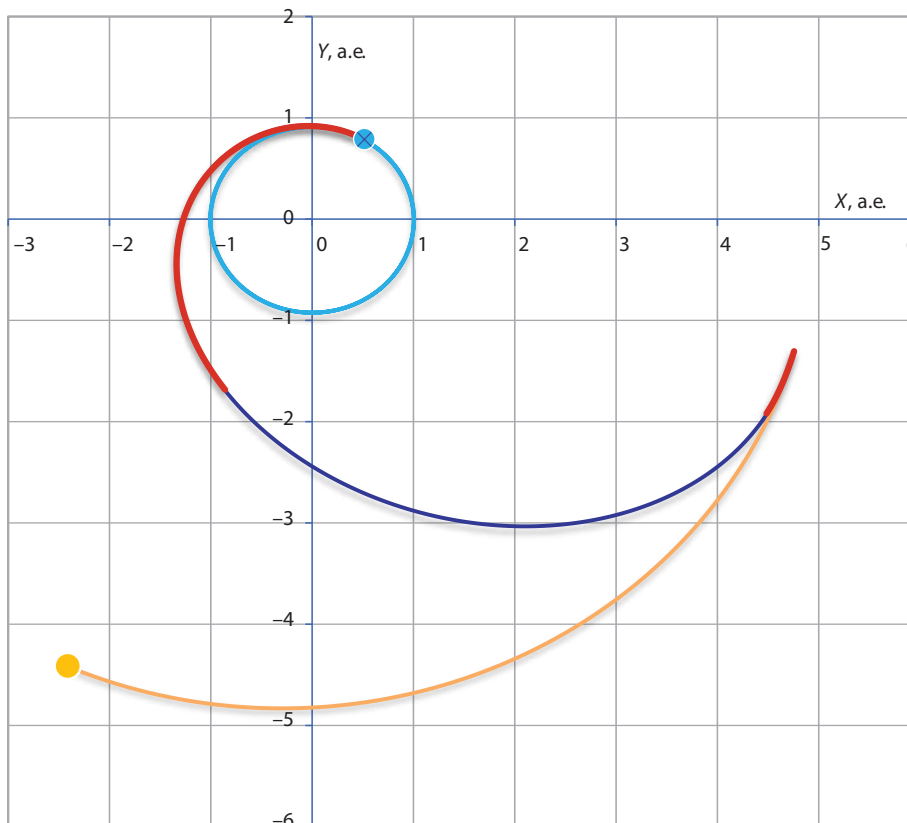
### 6. Результаты решения задачи с использованием стандартной системы уравнений

Достигнутые значения функционалов в конечный момент времени и значения параметров  $\theta$ ,  $\varphi$  приведены в таблице 3.

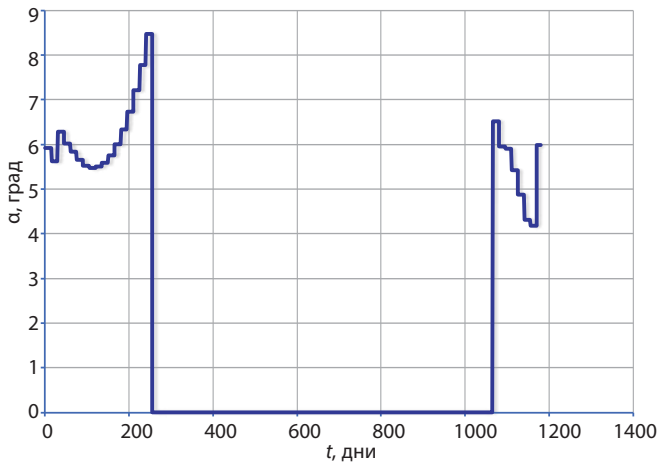
**таблица 3** – Достигнутые значения функционалов и значения параметров

функционал	значение
$m$	6276.7 кг
$\Delta x=r_x-R_{xю}$	-6701020.1 м
$\Delta y=r_y-R_{yю}$	41314231.1 м
$\Delta z=r_z-R_{zю}$	18540133.8 м
$\Delta V_x=V_x-W_{xю}$	-1.161889 м/с
$\Delta V_y=V_y-W_{yю}$	0.492140 м/с
$\Delta V_z=V_z-W_{zю}$	0.240939 м/с
$\theta$	0.12979 рад
$\varphi$	0.081713 рад

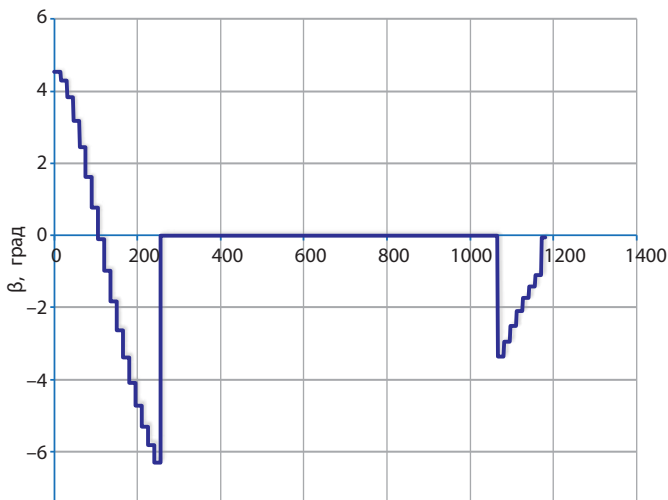
Траектория и управляющие функции, полученные при решении задачи с помощью ММЛ, представлены на рисунках 1–4. На ПК с процессором Core i9-10850K 3.6GHz расчёт занял 3.5 с. Для нахождения решения потребовалось 213 итерации ММЛ. Увеличившееся время и количество итераций по сравнению с работой (Казмерчук П.В., Вернигора Л.В., 2022) связано с меньшим шагом аппроксимации (15 суток вместо 30) и с лучшим на порядок условием завершения процесса оптимизации (0.0001 вместо 0.001). Среднее время итерации 16.8 мс.



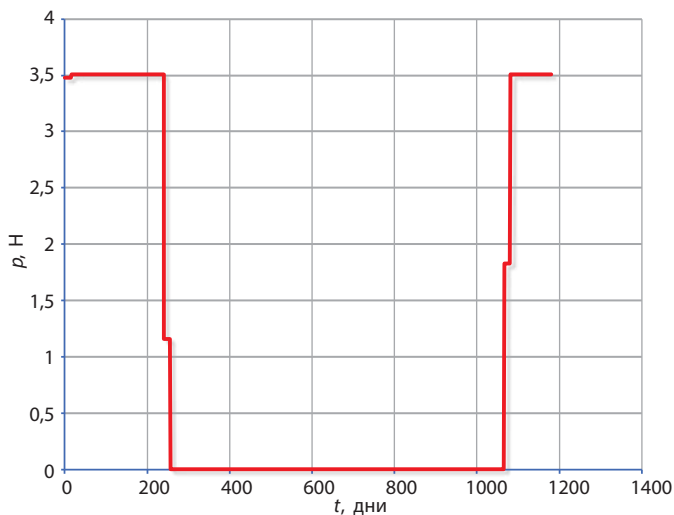
**рисунок 1.** Траектория перелёта к Юпитеру



**рисунок 2.** Зависимость угла между вектором тяги и вектором скорости в плоскости оскулирующей орбиты от времени



**рисунок 3.** Зависимость угла между вектором тяги и плоскостью оскулирующей орбиты от времени



**рисунок 4.** Зависимость тяги от времени

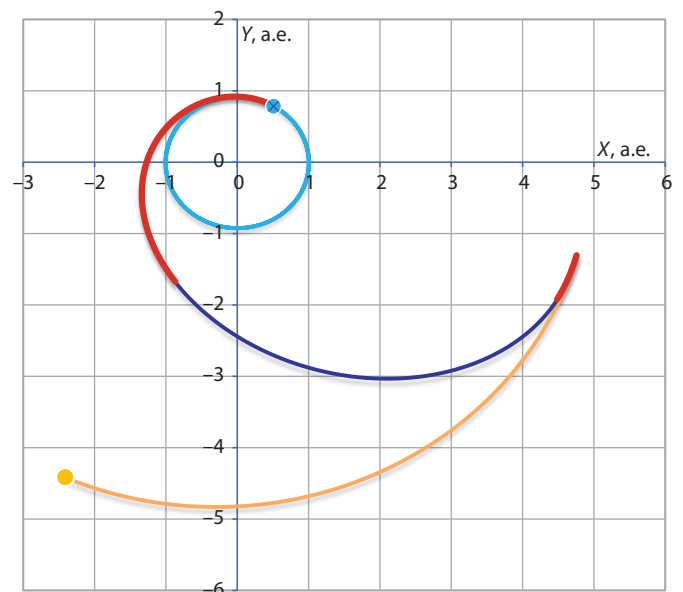
## 7. Результаты решения задачи с использованием системы уравнений в безразмерных переменных

Достигнутые значения функционалов в конечный момент времени и значения параметров  $\theta$ ,  $\varphi$  приведены в таблице 4.

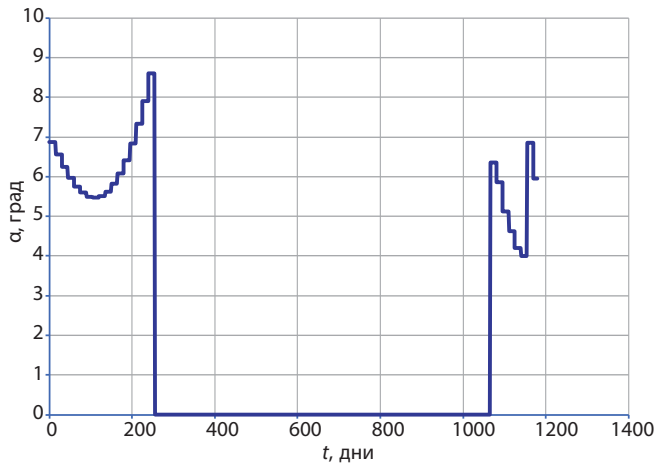
**таблица 4** – Достигнутые значения функционалов и значения параметров

функционал	значение
$m$	6276.0 кг
$\Delta x = r_x - R_{xЮ}$	$-4.475827 \cdot 10^{-5}$
$\Delta y = r_y - R_{yЮ}$	0.000304
$\Delta z = r_z - R_{zЮ}$	0.000136
$\Delta V_x = V_x - W_{xЮ}$	$-4.268311 \cdot 10^{-5}$
$\Delta V_y = V_y - W_{yЮ}$	$1.792737 \cdot 10^{-5}$
$\Delta V_z = V_z - W_{zЮ}$	$8.649986 \cdot 10^{-6}$
$\theta$	0.123786 рад
$\varphi$	0.080802 рад

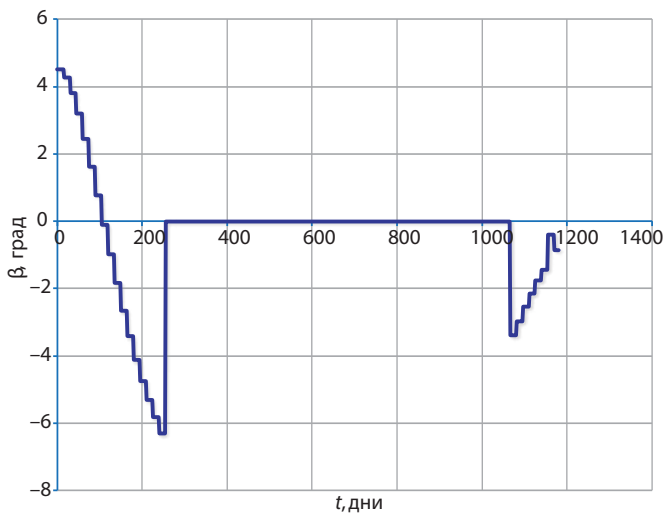
Траектория и управляющие функции, полученные при решении задачи с помощью ММЛ, представлены на рисунках 5-8. На ПК с процессором Core i9-10850K 3.6 GHz расчёт занял 2.7 с. Для нахождения решения потребовалось 184 итерации ММЛ. Среднее время итерации 14.9 мс.



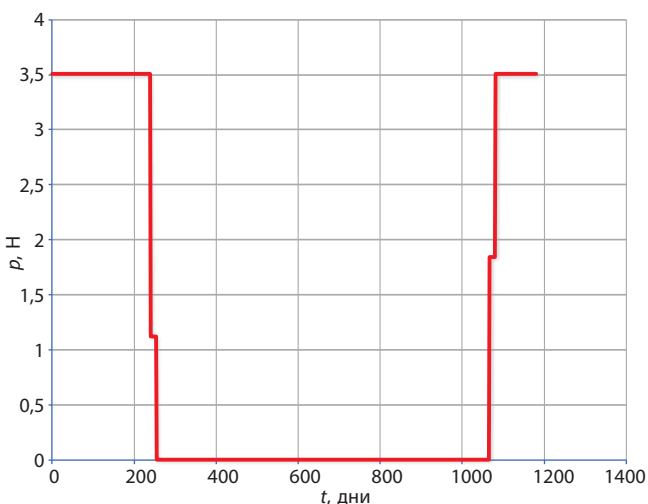
**рисунок 5.** Траектория полета к Юпитеру



**рисунок 6.** Зависимость угла между вектором тяги и вектором скорости в плоскости оскулирующей орбиты от времени



**рисунок 7.** Зависимость угла между вектором тяги и плоскостью оскулирующей орбиты от времени



**рисунок 8.** Зависимость тяги от времени

## ВЫВОДЫ

В работе проведено сравнение процесса оптимизации межпланетного перелёта с ЭРДУ при использовании стандартной системы уравнений и системы уравнений в безразмерных переменных. Из анализа результатов двух решений хорошо прослеживается регуляризирующая роль уравнений в безразмерных переменных. Она проявляется как в ускорении процесса оптимизации – для достижения оптимума требуется меньше итераций, так и в уменьшении среднего времени одной итерации, которое связано с увеличением шага интегрирования при сохранении той же точности в процедуре автоматического определения шага. Уменьшение среднего времени итерации относительно стандартной системы уравнений составило 11%, уменьшение времени всего расчёта составило 23%. Значения функционалов, управляющих параметров и вид оптимизируемых функций близки для обоих вариантов решения. Таким образом, в данном классе задач рекомендуется использовать уравнения в безразмерных переменных.

## список литературы

Библиотека «Ephemeris» // URL: <https://github.com/highwatt/ephemeris> (дата обращения: 08.11.2023).

Вернигора Л.В., Казмерчук П.В. Оптимизация некомпланарных перелётов с малой тягой методом линеаризации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 4. С. 19-26.

Казмерчук П.В., Вернигора Л.В. Об одной задаче перелета к Юпитеру с ЭРДУ // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2022. Т. 189, № 4. С. 0-0.

Казмерчук П.В. Верификация метода линеаризации для задач оптимизации траекторий КА с малой тягой // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 36-41.

Федоренко Р.П. Приближенное решение задач оптимального управления. М.: Наука, 1978. 488 с.

Химмельблау Д. Прикладное нелинейное программирование. М.: Мир, 1975. 534 с.

Pitjeva E.V. EPM-High-precision planetary ephemerides of IAA RAS for scientific research and astronavigation on the Earth and in space // Proceedings of the International Astronomical Union. 2012. Т. 10, № H16. С. 221-222.

Статья поступила в редакцию 14.11.2023

Статья после доработки 15.11.2023

Статья принята к публикации 09.01.24

## УМЕНЬШЕНИЕ ОШИБОК ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ РАЗГОННЫМ БЛОКОМ «ФРЕГАТ» ПУТЁМ СТАТИСТИЧЕСКОГО УТОЧНЕНИЯ ИМПУЛЬСА ПОСЛЕДЕЙСТВИЯ ЕГО МАРШЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ



**А.В. Симонов<sup>1</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
simonovav@laspace.ru;  
**A.V. Simonov**



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

## DECREASING THE SPACECRAFT INJECTION ERRORS OF THE FREGAT UPPER STAGE BY STATISTICAL REFINEMENT OF THE AFTEREFFECT IMPULSE OF ITS MAIN ENGINE



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



**А.В. Косенкова<sup>1</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
tarasovaav@laspace.ru;  
**A.V. Kosenkova**

*В статье рассмотрен способ повышения точности выведения разгонным блоком «Фрегат» полезной нагрузки на целевую орбиту путём уточнения импульса последействия его маршевого двигателя. Как показывает практика, наибольшее влияние на точность выведения оказывают ошибки измерений датчиков комплекса командных приборов, а также разброс импульса последействия маршевого двигателя. По результатам запусков был проведён пересчёт фактических ошибок по линейным параметрам реализованных орбит в отклонения импульса последействия. Затем путём статистического анализа в несколько итераций было уточнено среднее значение импульса последействия, что позволило значительно уменьшить ошибки выведения и подтвердить корректность разработанной методики.*

*Ключевые слова:*  
разгонный блок;  
выведение; точность выведения;  
маршевый двигатель;  
импульс последействия.

DOI: 10.26162/LS.2024.63.1.004

*The paper considers the method of increasing the accuracy of launching the Fregat upper stage payload into the target orbit by refining the aftereffect pulse of its thruster engine. As practice shows, the greatest impact on the launch accuracy is caused by measurement errors of sensors of the command instrumentation complex, as well as the variation of the aftereffect pulse of the booster engine. Based on the results of the launches, we recalculated the actual errors in linear parameters of the realized orbits into variations of the aftereffect pulse. Then by means of statistical analysis in several iterations the average value of the aftereffect pulse was refined, which allowed to significantly reduce the launch errors and confirm the correctness of the developed methodology.*

*Key words:*  
upper stage;  
injection; injection accuracy;  
main engine;  
aftereffect impulse.

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

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

## **Введение**

Как показал опыт более 115 запусков разгонного блока (РБ) «Фрегат», точность его выведения для широкого спектра орбит является высокой и во многом опережает своих конкурентов (*Дишель В.Д. и др., 2022; Лемешевский С.А. и др., 2018; Мозжухин М.Е. и др., 2023*). Это достигается в том числе за счёт использования интегрированной инерциально-спутниковой системы управления (СУ), в которой в едином контуре функционирует инерциальная терминальная система, корректируемая по данным спутниковой навигации. Бортовой вычислительный комплекс системы управления РБ «Фрегат» на активных участках реализует полноценное решение краевой задачи выведения на орбиту, вместо упрощённой отработки заданной характеристической скорости с заранее определёнными программными значениями углов и угловых скоростей. Система управления контролирует до трёх заданных параметров орбиты, при этом варьируются длительность работы маршевого двигателя (МД) и ориентация продольной оси по каналам тангажа и рыскания (*Морозов В.В. и др., 2014*).

Точность выведения определяется двумя видами ошибок – инструментальных и методических. Инструментальные ошибки оказывают в общем случае большее влияние на точность выведения. К ним относятся:

- ошибка выставки гиросtabilизированной платформы (ГСП) по азимуту;
- ошибка калибровки акселерометров;
- уход ГСП;
- ошибка, обусловленная дискретностью времени выдачи команды на выключение МД;
- разброс импульса последействия;
- вычислительная погрешность бортового вычислительного комплекса;
- ошибка определения текущих координат автономной спутниковой системы навигации.

Наибольшее влияние на точность выведения оказывают ошибки комплекса командных приборов (датчики углов, угловых скоростей и акселерометры), а также разброс импульса последействия (ИПД) маршевого двигателя (*Dishel V.D. et al., 2017*). Все эти ошибки имеют случайный характер. Ошибки датчиков, как правило, имеют нулевое математическое ожидание либо очень близки к этому значению, и их практически невозможно определить в ходе запуска средствами объективного контроля. Ошибка импульса последействия двигателя, наоборот, довольно хорошо определяется через отличие значений между характеристической скоростью, сообщённой по результатам измерений системы управления, и скорректированной по отклонениям фактических

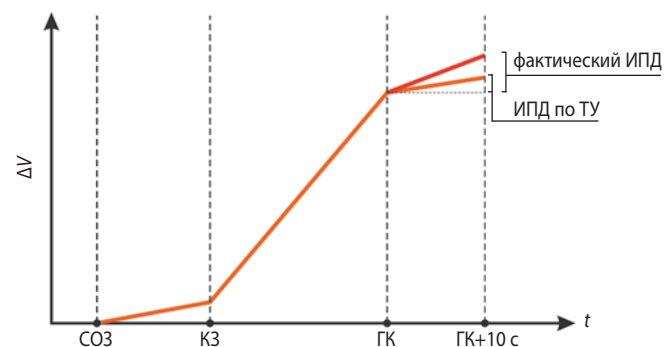
значений параметров орбиты. Номинальное значение ИПД МД учитывается СУ при отработке манёвра и реализуется путём досрочного выключения двигателя. Для каждого активного участка рассчитывается время упреждения выдачи команды через расчётное значение массы головного блока и номинальные значения тяги ИПД, удельной тяги и импульса последействия двигателя.

## **1. Алгоритм учёта импульса последействия системой управления в процессе отработки активного участка**

Типовой график набора характеристической скорости (*Морской И.М. и др., 2014; Симонов А.В. и др., 2020*) в процессе активного участка на МД РБ показан на рисунке 1. В процессе манёвра СУ РБ отрабатывает следующий порядок режимов и команд:

1. За 55 секунд до подачи команды «КЗ» («команда на зажигание») на включение МД включаются двигатель малой тяги, входящие в состав двигательной установки системы ориентации, стабилизации и обеспечения запуска (*Агеенко Ю.И., 2014*). Это необходимо для создания начальной перегрузки, прижимающей компоненты топлива к горловинам топливозаборных устройств, находящихся в баках РБ. Величина характеристической скорости, набираемой на этом участке, как правило, составляет 1,0–3,0 м/с в зависимости от массы головного блока.

2. Основной участок работы МД (*Александров Л.Г. и др., 2014*) и набор практически всей величины характеристической скорости между командами «КЗ» и «ГК» («главная команда» на выключение двигателя). В процессе работы МД система управления РБ для парирования возмущений периодически пересчитывает краевую задачу для выхода на заданные параметры орбиты и вносит корректировки в параметры управления по моменту выдачи команды «ГК» и углам тангажа и рыскания. Примерно за 1-2 секунды до момента выключения МД такие итерации



**рисунок 1.** Типовой график набора характеристической скорости в процессе активного участка на маршевом двигателе РБ «Фрегат»



прекращаются, и корректировки в программу управления больше не вносятся.

3. Импульс последствия, учитываемый СУ как часть активного участка в интервале от момента выдачи команды «ГК» до момента («ГК»+10 секунд). Его влияние рассчитывается через номинальное значение ИПД, задаваемого в составе полётного задания.

При проведении баллистических расчётов принималось, что тяга маршевого двигателя С5.92 (*Неватус И.С.*, 2017; *Дерягин Ю.А. и др.*, 2014) для режима большой тяги (БТ) равна 2016 кгс и 1407 кгс для режима малой тяги (МТ). Согласно Техническим условиям на двигатель, допуск на величину тяги составляет  $\pm 100$  кгс. ИПД имеет значение 570 кгс·с для режима БТ и 420 кгс·с для режима МТ. Величина ИПД может отклоняться от приведённых значений на  $\pm 20\%$ .

## 2. Статистика результатов запусков

Почти во всех реализованных запусках РБ «Фрегат» имело место превышение реализованной высоты апогея по отношению к её номинальному значению. В таблице 1 приведены отклонения по некоторым из запусков – на высокие круговые и эллиптические орбиты. При запусках на круговые орбиты приведены параметры переходных орбит. Для указанных в таблице случаев отклонения высоты апогея имеют наиболее наглядный характер, поэтому даются значения только этого параметра. Столбец с этими значениями обозначен  $\Delta h_a$ . Значения допуска приведены для уровня  $3\sigma$ .

Значительное влияние импульса последствия на высоту апогея объясняется двумя основными факторами. Во-первых, влияние сообщаемой характеристической скорости манёвра на радиус апогея прямо пропорционально квадрату величины большой полуоси орбиты:

$$\frac{\partial R_a}{\partial V_\pi} = \frac{4V_\pi a^2}{\mu}$$

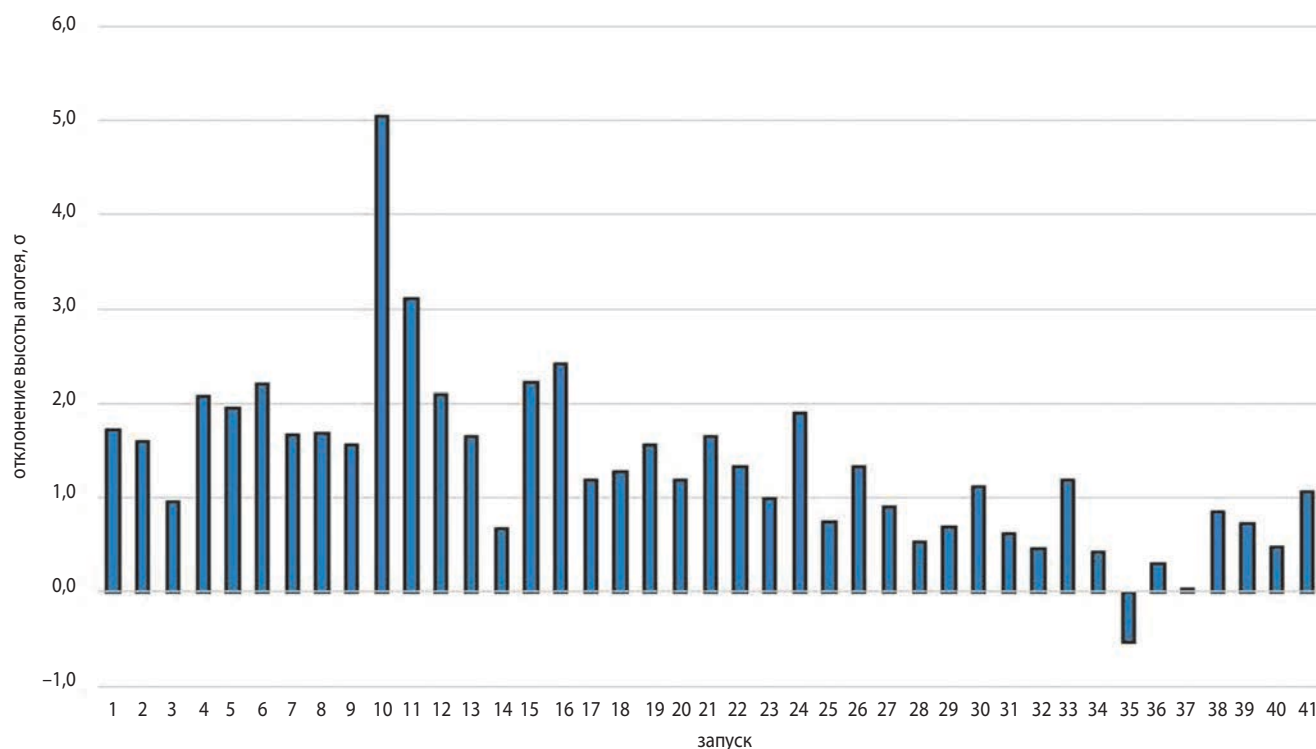
Во-вторых, из-за значительных величин сообщаемой характеристической скорости на таких активных участках расход топлива также будет больше, а конечная масса головного блока в конце активного участка – меньше. Следовательно, при практически неизменной величине ИПД, ускорение от него при запусках на высокие орбиты окажет большее влияние на высоту апогея, чем при запусках на низкие орбиты.

Таким образом, избыток или недостаток тяги вследствие отклонения импульса последствия при выведении на высокоапогейные эллиптические орбиты имеют значительно большее влияние, чем при запусках на низкие орбиты.

**таблица 1** – Результаты запусков РБ «Фрегат» на высокие орбиты

№ запуска	$\Delta h_a$ , км	допуск ( $3\sigma$ ), км	$\Delta h_a$ , $\sigma$
1	14,3	25,0	1,716
2	13,3	25,0	1,596
3	8,0	25,0	0,960
4	17,3	25,0	2,076
5	16,3	25,0	1,956
6	18,3	25,0	2,196
7	13,9	25,0	1,668
8	14,1	25,0	1,692
9	13,0	25,0	1,560
10	42,1	25,0	5,052
11	108,7	105,0	3,106
12	73,5	105,0	2,100
13	58,0	105,0	1,657
14	23,8	105,0	0,680
15	77,4	105,0	2,211
16	84,5	105,0	2,414
17	41,8	105,0	0,836
18	45,0	105,0	0,900
19	57,6	110,0	1,571
20	43,8	110,0	1,195
21	60,5	110,0	1,650
22	48,9	110,0	1,334
23	36,7	110,0	1,001
24	2157,8	3400,0	1,904
25	25,1	100,0	0,753
26	44,3	100,0	1,329
27	33,0	110,0	0,900
28	17,6	100,0	0,528
29	22,9	100,0	0,687
30	31,5	85,0	1,112
31	17,4	85,0	0,614
32	13,2	85,0	0,466
33	33,5	85,0	1,182
34	11184,6	80000,0	0,419
35	-3,3	18,5	-0,535
36	1,9	18,5	0,308
37	0,2	18,5	0,032
38	5,3	18,5	0,859
39	4,5	18,5	0,730
40	24,1	150,0	0,482
41	49,3	140,0	1,056

## УМЕНЬШЕНИЕ ОШИБОК ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ РАЗГОННЫМ БЛОКОМ «ФРЕГАТ» ПУТЁМ СТАТИСТИЧЕСКОГО УТОЧНЕНИЯ ИМПУЛЬСА ПОСЛЕДЕЙСТВИЯ ЕГО МАРШЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ



**рисунок 2.** Отклонение высоты апогея, измеренное в стандартных отклонениях допуска, полученное при запусках РБ для номинального значения ИПД

Для удобства сравнения различных по типу орбит и восприятия данных в качестве единицы измерения выбрана величина стандартного отклонения ( $\sigma$ ). Она рассчитывается как частное от деления величины допуска по этому параметру на 3.

Полётные задания для СУ РБ «Фрегат» для запусков, характеристики которых приведены в таблице 1, были рассчитаны для номинального значения ИПД, равного 570 кгс·с и 420 кгс·с для режимов «БТ» и «МТ» соответственно.

Среди данных, приведённых в таблице 1, выделяются два случая с номерами запусков 10 и 11. Их абсолютные отклонения выходят за величину допуска, а относительные превышают уровень  $3\sigma$ . Несмотря на это, они были взяты в обработку для расчёта математического ожидания и стандартного отклонения.

Отклонение высоты апогея, измеренное в стандартных отклонениях допуска, поделённое на этот параметр, для каждого из запусков, указанных в таблице 1, показано на рисунке 2.

Как показала статистическая обработка данных о фактически реализованных значениях высоты апогея, величина превышения по этому параметру имеет систематический характер и в большинстве случаев близка к одному стандартному отклонению допуска по этому параметру орбиты. Средняя величина равна 1,334, стандартное отклонение равно 0,927. Отклонения в отрицательную сторону практически отсутствуют.

### 3. Уточнение импульса последействия маршевого двигателя РБ «Фрегат»

По результатам обработки данных телеметрической информации в 2019 году по состоявшимся к тому моменту запускам было определено, что среднее значение фактического ИПД больше номинального примерно на 15%. Пример такого превышения также показан на рисунке 1. СУ РБ не может парировать такое возмущение, т.к. управление двигателем после момента «ГК» невозможно.

Точное фактическое значение ИПД определить довольно проблематично. Это можно было бы сделать, напрямую проинтегрировав значения кажущегося ускорения, измеренного акселерометрами на участке от момента «ГК» до момента, на котором ускорение, а значит и тяга двигателя, становятся равными нулю. Для получения репрезентативных результатов такого расчёта потребовалось бы знать значения ускорения с маленьким шагом по времени – порядка 0,1 секунды или меньше. Практически же телеметрическая информация на борту РБ «Фрегат» формируется с шагом 4 секунды. Таким образом, в десятисекундный интервал попадают две или три точки с данными.

Обработка такой прореженной информации практической ценности не представляет. Поэтому фактическое значение ИПД для каждого из запусков было определено упрощённо через избыточные значения

характеристических скоростей манёвров и отклонений высоты апогея. То есть считалось, что отклонение высоты апогея вызвано в основном отклонением тяги ИПД от номинального значения.

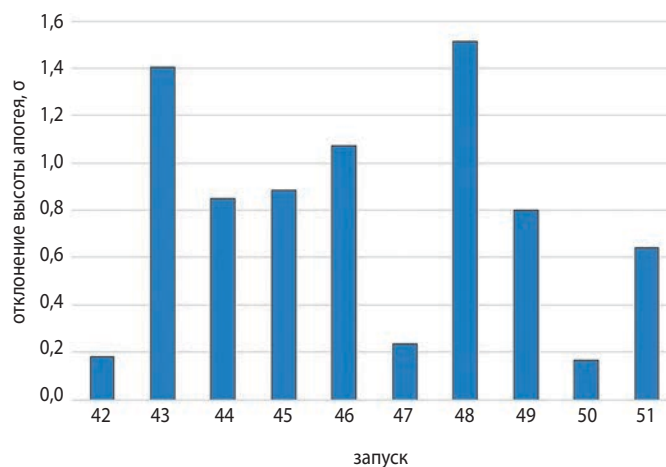
Методика определения среднего значения ИПД состояла из следующих шагов:

1. Определение величины характеристической скорости манёвра, необходимой для выведения на орбиту с номинальным значением высоты апогея. Для этого решалась краевая задача для активного участка с параметрами, максимально близкими к лётным: уточнённым по результатам запуска значениям тяги и удельной тяги МД, а также значением начальной массы головного блока (ГБ), уточнённой по взвешенной массе полезной нагрузки и расчёту заправки РБ компонентами топлива. Эти значения масс с определённой точностью, связанной с погрешностью заправки, можно считать окончательными. Баллистические расчёты для разработки полётного задания проводятся раньше и не могут учитывать эти значения. Другим способом определить такое значение характеристической скорости не представляется возможным. Например, качественное моделирование манёвра по данным телеметрической информации невозможно, т.к. информация передаётся с довольно низкой частотой (1 раз в 4 секунды).

2. Определение избыточной составляющей характеристической скорости манёвра через отклонение высоты апогея между значением, полученным на шаге 1, и фактическим значением, полученным по результатам запуска.

3. Расчёт тяги ИПД через массу ГБ в конце манёвра, полученному на шаге 1, и избытку характеристической скорости, полученному на шаге 2.

4. Расчёт среднего значения тяги ИПД с использованием данных по всем запускам.



**рисунок 3.** Отклонение высоты апогея, измеренное в стандартных отклонениях допуска, полученное при запусках РБ для значения ИПД, повышенного на 15%

Последующие полётные задания для СУ РБ были рассчитаны в соответствии с интегральной тягой ИПД МД, равной  $570 \times 1,15 = 655,5$  кгс·с для режима «БТ» и  $420 \times 1,15 = 485$  кгс·с для режима «МТ». Результаты запусков с обновлённым значением ИПД на высокие эллиптические и круговые орбиты приведены в таблице 2 и на рисунке 3. Обозначения в таблице 2 аналогичны используемым в таблице 1.

**таблица 2** – Результаты запусков РБ «Фрегат» на высокие орбиты с повышенным значением ИПД при расчёте номинальных траекторий

№ запуска	$\Delta h_a$ , км	допуск ( $3\sigma$ ), км	$\Delta h_a$ , $\sigma$
42	1,5	25,0	0,180
43	11,7	25,0	1,404
44	7,1	25,0	0,852
45	44,3	150,0	0,886
46	39,4	110,0	1,075
47	6,7	85,0	0,236
48	12,6	25,0	1,516
49	0,8	3,0	0,800
50	1,4	25,0	0,168
51	1,5	7,0	0,643

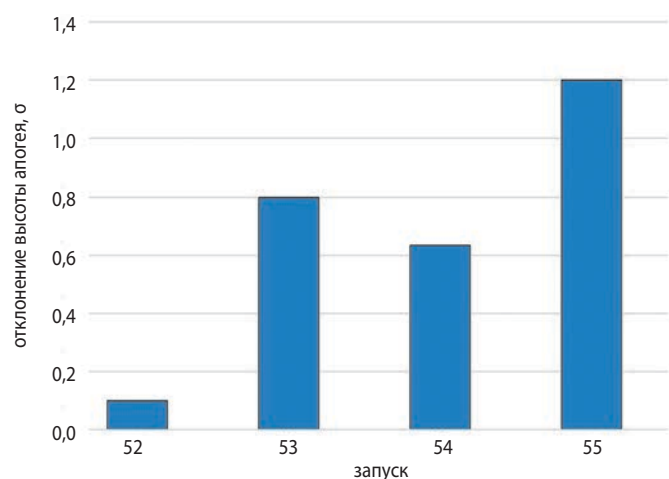
Статистическая обработка данных, представленных в таблице 2 и на рисунке 3, показывает, что средняя величина отклонения по высоте апогея уменьшилась до 0,776, т.е. на 42%. Стандартное отклонение также уменьшилось до 0,481, т.е. на 48%.

После обработки этих данных в 2022 году было принято решение о дальнейшем увеличении расчётной интегральной тяги ИПД до максимально возможной величины, находящейся на границе допуска, т.е. на 20% от номинального. Результаты приведены в таблице 3 и на рисунке 4.

**таблица 3** – Результаты запусков РБ «Фрегат» на высокие орбиты с максимальным значением ИПД при расчёте номинальных траекторий

№ запуска	$\Delta h_a$ , км	допуск ( $3\sigma$ ), км	$\Delta h_a$ , $\sigma$
52	0,2	6,0	0,100
53	0,8	3,0	0,800
54	3369,8	16000	0,632
55	10,0	25,0	1,200

## УМЕНЬШЕНИЕ ОШИБОК ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ РАЗГОННЫМ БЛОКОМ «ФРЕГАТ» ПУТЁМ СТАТИСТИЧЕСКОГО УТОЧНЕНИЯ ИМПУЛЬСА ПОСЛЕДЕЙСТВИЯ ЕГО МАРШЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ



**рисунок 4.** Отклонение высоты апогея, измеренное в стандартных отклонениях допуска, полученное при запусках РБ для значения ИПД, повышенного на 20%

Статистическая обработка данных, представленных в таблице 3 и на рисунке 4, показывает, что средняя величина отклонения по высоте апогея дополнительно уменьшилась до 0,682, т.е. на 12% по сравнению с предыдущей итерацией или на 49% для номинального значения ИПД. Стандартное отклонение также уменьшилось до 0,456, т.е. на 5% по сравнению с предыдущей итерацией или на 50% для номинального значения ИПД.

### заключение

В статье рассмотрен способ повышения точности выведения полезных нагрузок на целевые орбиты разгонным блоком «Фрегат» путём уточнения импульса последействия его маршевого двигателя. Как показывает практика, этот фактор имеет существенное влияние на получаемые отклонения параметров орбиты.

По результатам запусков проведён пересчёт фактический ошибок линейных параметров орбит в отклонения импульса последействия. Затем путём статистического анализа было за две итерации уточнено среднее значение импульса последействия, что позволило значительно уменьшить ошибки выведения и подтвердить корректность разработанной методики.

Приведённые результаты свидетельствуют о том, что отклонения параметров орбит уменьшились практически в два раза.

### список литературы

Агеенко Ю.И. Двигатель стабилизации, ориентации и обеспечения запуска маршевого двигателя МКБ «Фрегат» // Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина». 2014. № 1. С. 44-46.

Александров Л.Г., Кузьмин О.А., Макаров В.П. Двигательная установка реактивной системы управления межорбитальным космическим буксиром «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 47-49.

Дерягин Ю.А., Дубовицкий А.В. Маршевый двигатель межорбитальных космических буксиров «Фрегат», «Фрегат-СБ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 41-43.

Дишель В.Д., Елисеева М.А., Мулюкин А.М., Сапожников А.И. и др. Системы управления АО «НПЦ АП» в проектах АО «НПО Лавочкина» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 76-81.

Лемешевский С.А., Ишин С.В., Асюшкин В.А., Викуленков В.П. и др. Усовершенствованный разгонный блок типа «Фрегат» для перспективных ракет космического назначения среднего класса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 3-12.

Мозжухин М.Е., Котляров Е.Ю., Луженков В.В. Разработка и применение тепловой математической модели разгонного блока «Фрегат «СУМ-1», оснащённого модифицированной системой управления и одним приборным отсеком // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 3. С. 28-37.

Морозов В.В., Трунов Ю.В., Комиссаров А.И., Пак Е.А. и др. Система управления межорбитального космического буксира «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 16-25.

Морской И.М., Симонов А.В., Лясковская В.И., Ежов А.С. Баллистическое обеспечение разработки и полётов межорбитального космического буксира «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 10-15.

Неватус И.С. Конструктивные особенности двигательной установки разгонного блока «Фрегат» // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2017. Т. 1, № 13. С. 163-164.

Симонов А.В., Морской И.М., Гордиенко Е.С., Воробьев А.Л. и др. Обеспечение несотруднения и безопасного расхождения большого числа космических аппаратов при выведении разгонным блоком «Фрегат» // Инженерный журнал: наука и инновации. 2020. № 8. DOI: 10.18698/2308-6033-2020-8-2007.

Dishel V.D., Sapozhnikov A I., Malishev A.V. High-Precision Guaranteed Validity Estimation Methods Application for Integrated Inertial Navigation Solution of Orbital Vehicles // Advances in the Astronautically Sciences. Univelt Inc. 2017. Vol. 161. P. 353-372.

Статья поступила в редакцию 29.11.2023

Статья после доработки 29.11.2023

Статья принята к публикации 29.11.2023

## АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ НОВОГО КЛАССА ЗАРУБЕЖНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ – ВИДЕОРАДИОЛОКАТОРОВ С СИНТЕЗИРОВАНИЕМ АПЕРТУРЫ. ЧАСТЬ 1

## EXPLORATORY STUDY OF A NEW CLASS FOREIGN SPACECRAFT CAPABILITIES: VIDEO SYNTHETIC APERTURE RADARS. PART 1



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



**И.В. Москатиньев<sup>1</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
moskatinevIV@laspace.ru;  
**I.V. Moskatinev**



**А.Ю. Демидов<sup>1</sup>,**  
demidovAIU@laspace.ru;  
**A.IU. Demidov**

Проведён анализ показателей качества радиолокационного изображения, формируемого современными видеорадиолокаторами с синтезированной апертурой (Video SAR). Предложена математическая модель, позволяющая учитывать влияние некогерентного накопления на разрешающую способность и другие показатели качества. Показано, что общепринятый критерий ширины функции рассеяния точки не позволяет учитывать влияние некогерентного суммирования изображений на пространственную разрешающую способность. Проведена оценка улучшения разрешающей способности по критериям Рэля, Спэрроу и Аббе. Получено выражение для функции передачи модуляции контраста информационного тракта для различных коэффициентов некогерентности. Определена предельная пространственная частота, позволяющая связать разрешающую способность с радиометрической чувствительностью.

The article covers analysis of quality indicators of the radar image generated by modern video synthetic aperture radars (Video SAR). A mathematical model is proposed capable of considering effect of incoherent accumulation over resolution and other quality indicators. It is shown that the generally accepted criterion for the width of the point scattering function does not allow considering the effect of incoherent summation of images on spatial resolution. An assessment of the resolution improvement was carried out according to the criteria of Rayleigh, Sparrow and Abbe. An expression is obtained for the transmission function of the information path contrast modulation for various incoherence coefficients. The limiting spatial frequency has been determined, enabling the resolution and radiometric sensitivity association.

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

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

*Ключевые слова:*

*видеорадиолокатор синтезированной апертуры;  
радиолокационное изображение;  
показатели качества;  
пространственная разрешающая способность;  
некогерентное накопление;  
частичная когерентность;  
критерий Рэля; критерий Аббе;  
функция передачи модуляции;  
частотно-контрастная характеристика.*

*Keywords:*

*video synthetic aperture radar;  
radar image;  
quality indicators;  
spatial resolution;  
incoherent accumulation;  
partial coherence;  
Rayleigh criterion; Abbe criterion;  
modulation transmission function;  
frequency-contrast characteristic.*

DOI: 10.26162/LS.2024.63.1.005

## **введение**

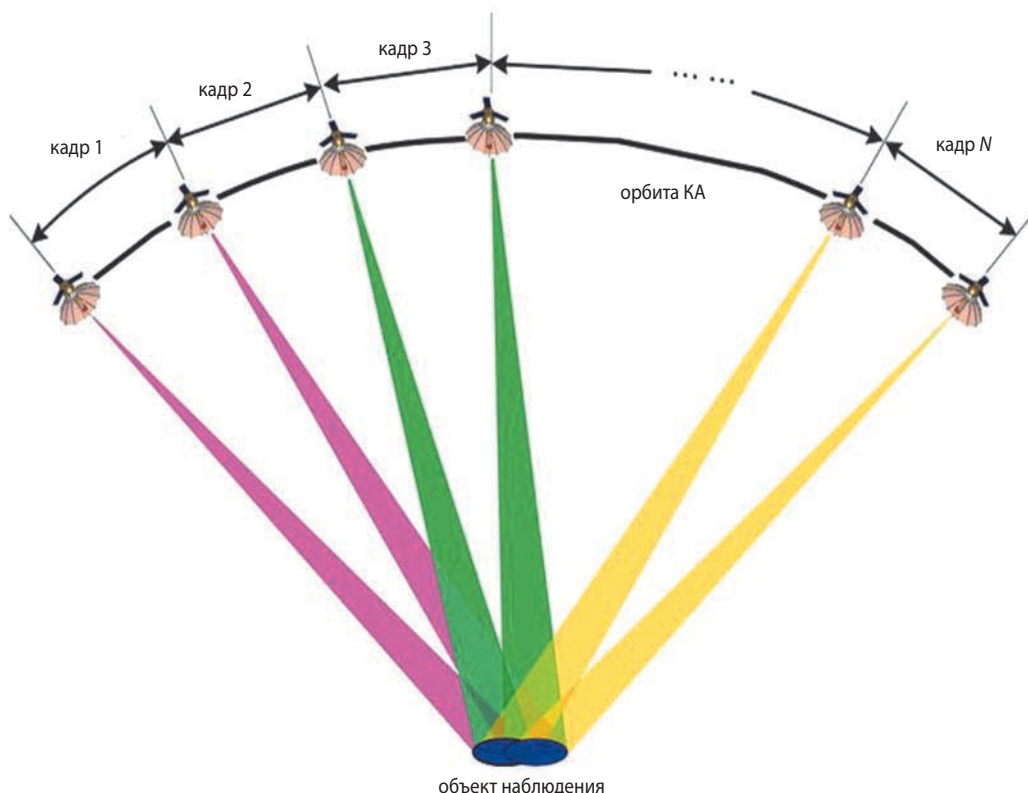
Наиболее многочисленный класс зарубежных космических аппаратов радиолокационного наблюдения (КА РЛН) создан на основе радиолокаторов с синтезированной апертурой с параболическими антеннами: Sar-Lupe, Capella, TecSAR, Umbra, Ansaro-2, Toraz и др. Количество таких КА, развёрнутых в составе орбитальных группировок, суммарно существенно превышает количество КА с активными фазированными антенными решётками (АФАР): ICY EYE, CosmoSkyMed SG, Radarsat Constellation и др.

Основным преимуществом КА РЛН на основе параболических антенн является лучшее качество изображения при меньшей стоимости и трудоёмкости

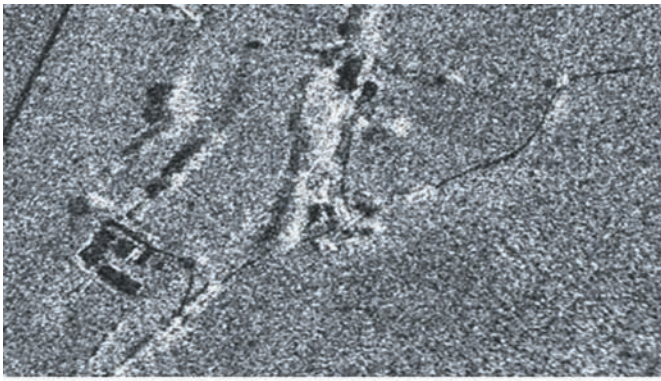
изготовления. Необходимость создания КА РЛН с АФАР в основном обусловлена наличием широкозахватных режимов работы.

Развитие PCA с параболическими антеннами привело к созданию за рубежом нового типа КА РЛН, называемых Video SAR (ViSAR) - видеорадиолокаторов с синтезированием апертуры (PCA) (Jian Liang, Liang An., 2022).

Реализация режима Video SAR осуществляется длительным удержанием диаграммы направленности антенны PCA в направлении снимаемого объекта (рисунок 1). В результате при одном прохождении КА получается множество кадров изображения, получаемых на последовательных интервалах синтеза.



**рисунок 1.** Схема радиолокационной съёмки в режиме Video SAR (видеорадиолокатор с синтезированием апертуры)



а



б



в

- а** – одиночное изображение с разрешением 1 м;  
**б** – изображение с некогерентным накоплением и разрешением 0,25 м;  
**в** – режим полной поляриметрии с некогерентным накоплением и разрешением 0,25 м.

**рисунок 2.** Возможности Video SAR по улучшению качества РЛИ (Moreira A. et al., 2013).

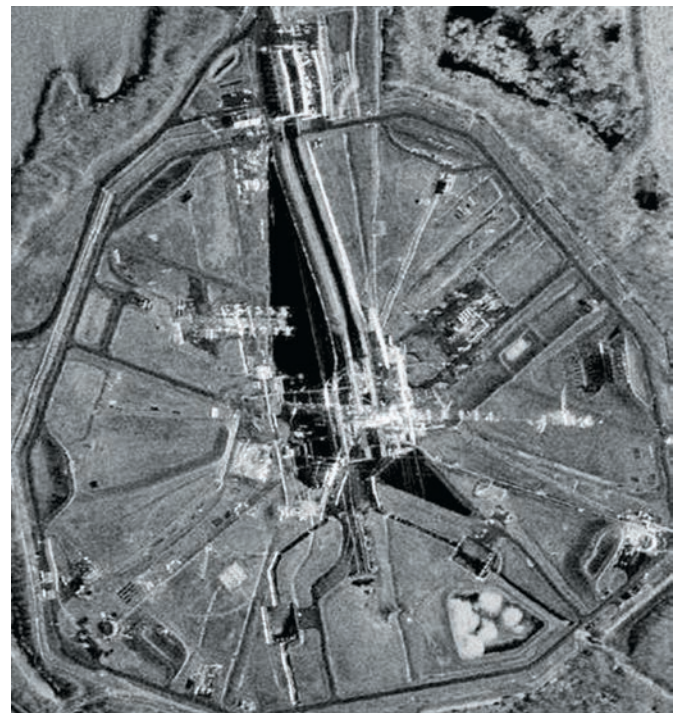
Одновременно такие РСА характеризуются широкой полосой излучения зондирующего сигнала, что позволяет получать пространственную разрешающую способность до 0,25–0,5 м, что соизмеримо с современными КА оптико-электронного наблюдения.

В дальнейшем из множества изображений можно сформировать короткое видео, на котором хорошо различаются медленно движущиеся объекты. Однако наибольший интерес представляет некогерентное сложение кадров, которое снижает влияние спекла и улучшает качество изображения.

Одиночные радиолокационные изображения выглядят необычно и отличаются от оптических. Они содержат сильный спекл-шум, небольшое количество градаций интенсивности элементов изображения и для визуальной интерпретации не особенно пригодны.

Качество, близкое к оптическому, достигается за счёт некогерентного накопления кадров РЛИ, приводящему к заметному уменьшению влияния спекл-шума и улучшению радиометрического разрешения. Одновременно за счёт усреднения сигнала улучшается (становится меньше) удельный шумовой эквивалент; увеличивается количество градаций яркости, и статистические характеристики распределения интенсивности на РЛИ приближаются к оптическому изображению (рисунок 2). В результате улучшается пространственная разрешающая способность.

Большинство существующих показателей качества РЛИ сформировано для единичного кадра. Влияние некогерентного накопления учитывается только при оценке радиометрического разрешения (чувствительности). Определение разрешающей способности по ширине аппаратной функции РСА не позволяет связать её с радиометрическими характеристиками.



**рисунок 3.** Радиолокационное изображение стартового комплекса LC39A (мыс Канаверал), полученное с КА Capella-3 (Whytney)

## АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ НОВОГО КЛАССА ЗАРУБЕЖНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ – ВИДЕОРАДИОЛОКАТОРОВ С СИНТЕЗИРОВАНИЕМ АПЕРТУРЫ. ЧАСТЬ 1

**таблица 1** - Основные характеристики зарубежных радиолокаторов синтезированной апертуры, использующих режим некогерентного накопления

параметр	Capella Whitney	Capella Acadia	Umbra	ICY EYE X5
высота полёта, км	~500			
наименование режима	SpotLight			Fine SpotLight
тип антенной системы	параболическая			активная антенная фазированная решётка
управление лучом при некогерентном накоплении	вращением КА			вращение КА + перенацеливание луча
мощность, излучаемая в импульсе, Вт	600	>900	500	3600
скважность	0,2	0,2	0,25	0,25
средняя излучаемая мощность, Вт	120	180	120	1000
время съёмки одного объекта, с	>30	>30	>30	~10
размер антенны, м	3,5	3,0	3,8	3,2×0,4
КИП антенны	0,5	0,5	0,5	0,5
коэффициент усиления антенны, дБ	48	48	50	39
ширина полосы сигнала, МГц	500	800	1200	500
разрешение по дальности для зенитного угла 300, м	0,5	0,3	0,15	0,5
количество некогерентно накапливаемых кадров	>9	>9	>9	5
NESZ для зенитного угла 300, дБ на 1 кадре	-14	-14	-13	-12
эффективный NESZ для зенитного угла 30°, дБ при некогерентном накоплении	-19	-19	-18	-15

Теоретический и практический интерес представляет проблема оценки показателей качества оптических локаторов и анализ связи с требуемыми проектными параметрами КА и РСА. Очевидно, что для этого необходимо применение новых критериев и показателей качества РЛИ, основанных на методических подходах, развитых для оценки показателей оптико-электронных комплексов.

Новый класс видео РСА в дальнейшем можно называть оптическими локаторами. Термин «оптический локатор» обозначает приближение качества радиолокационного изображения (РЛИ) к оптическому.

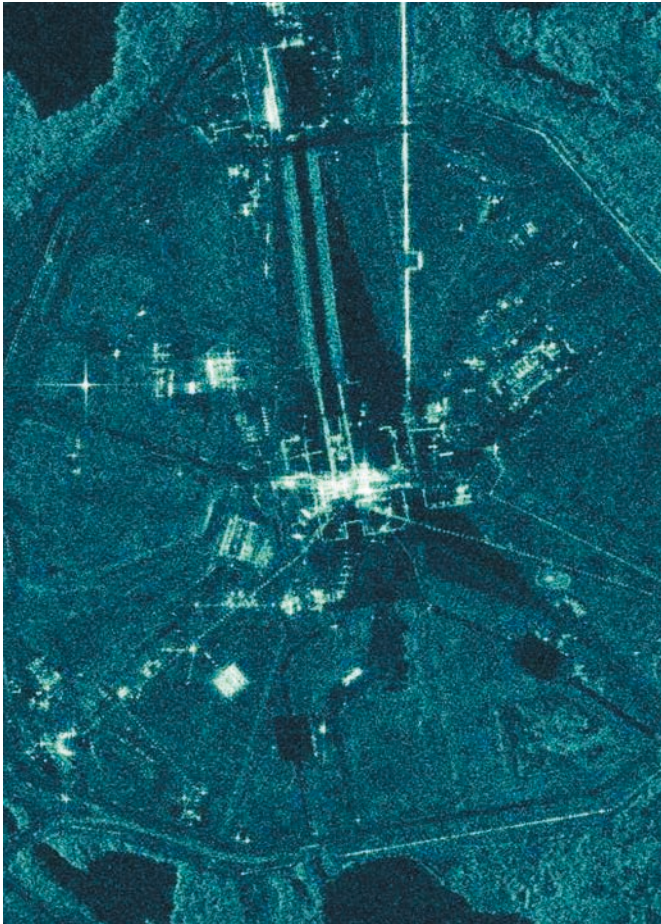
Современные оптические локаторы занимают промежуточное положение между когерентными классическими РСА и полностью некогерентными оптико-электронными комплексами.

В статье рассматривается оценка показателей качества на основе адаптации общепринятой модели формирования изображения в частично-когерентных системах.

### 1. Основные характеристики зарубежных радиолокаторов синтезированной апертуры, использующих режим некогерентного накопления

Впервые о реализации режима съёмки с длительным накоплением было заявлено при создании космической системы из пяти КА SAR Lupe, название которых образовано из аббревиатуры Syntetic aperture radar (радиолокатор с синтезированием апертуры) и Lupe (лупа) – увеличительное стекло.





**рисунок 4.** Радиолокационное изображение стартового комплекса LC39A с КА ICYEYE-X3

В PCA типа Capella X-SAR, Umbra, Topaz (FIA Radar) в режиме multi looking осуществляется суммирование до 10 кадров изображения. Углы накопления достигают  $30^\circ$ , а угол синтезирования –  $3^\circ$ .

Новый КА Capella Acadia оснащается PCA с увеличенной на 40% мощностью и шириной полосы излучаемого сигнала (таблица 1) и классифицируется как «оптический локатор».

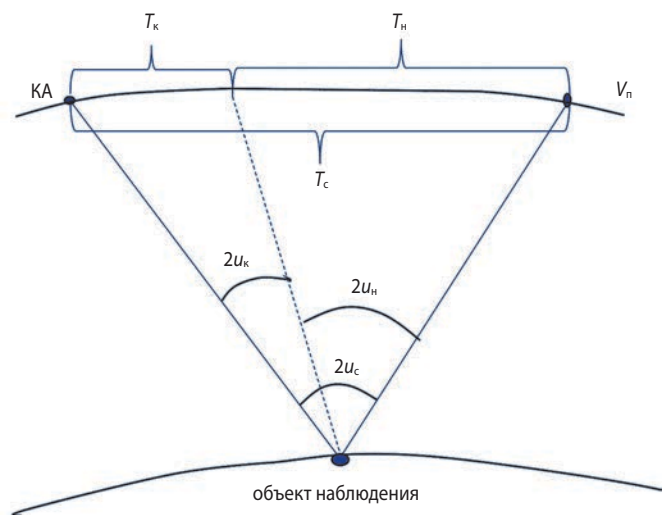
На рисунках 3, 4 и 5 показаны примеры РЛИ с различным удельным шумовым эквивалентом и количеством кадров некогерентного накопления с КА Capella, ICEEYE и Umbra.

## 2. Основные подходы к моделированию радиолокационного изображения с некогерентным накоплением

Моделирование изображения различных объектов в режиме некогерентного накопления возможно при помощи развитых методов анализа частично-когерентных оптических систем. Случаи частичной когерентности достаточно широко распространены на практике в высокоразрешающей микроскопии и проекционных системах (Xu Ma, Gonzalo R., 2009).



**рисунок 5.** Радиолокационное изображение с КА Umbra



**рисунок 6.** Схема съёмки с некогерентным накоплением:

$T_k$  – интервал времени когерентного накопления;  
 $T_n$  – интервал времени некогерентного накопления;  
 $T_c$  – интервал времени съёмки;  
 $V_n$  – путевая скорость КА;  
 $u_k$  – когерентная апертура;  
 $u_n$  – некогерентная апертура;  
 $u_c$  – полная апертура съёмки

Следует отметить, что рассматриваемая далее теория имеет статистический характер, однако она позволяет получить надёжные качественные и количественные оценки характеристик.

Зависимость интенсивности сигнала от пространственной координаты на выходе системы с частично-когерентными свойствами описывается выражением (Hopkins H.H., 1951; Чузуй Ю.В., 2018):

$$I(x) = \int \mathbf{A}(x-\eta) \mathbf{A}^*(x-\xi) \Phi(\eta) \Phi^*(\xi) K(\eta-\xi) d\eta d\xi, \quad (1)$$

где  $x$  – пространственная координата;

$\mathbf{A}()$  – комплексная амплитуда рассеяния наблюдаемого объекта;

$\Phi()$  – импульсный отклик когерентной системы (комплексная функция рассеяния амплитуды);

$K()$  – функция когерентности.

Апертурный угол РСА определяется отношением длины базы синтезирования к наклонной дальности:

$$u_k = 0,5L_k/R_n,$$

где  $L_k = V_n T_k$  – длина синтезированной апертуры;  $V_n$  – путевая скорость;  $\lambda$  – длина волны;  $R_n$  – наклонная дальность;  $T_k$  – интервал времени когерентного накопления.

Импульсный отклик когерентной системы в идеальном случае описывается функцией кардинального синуса sinc:

$$\Phi(x) = \text{sinc}(ku_k x) e^{i\psi(x)},$$

где  $k = 4\pi/\lambda$  – волновое число (с учётом двойного прохождения);  $\psi(x)$  – фазовая передаточная характеристика;  $u_k$  – апертурный угол.

Функция когерентности прямоугольной апертуры:

$$K(x) = \text{sinc}(ku_n x),$$

где  $u_n = 0,5L_n/R_n$  – угол апертуры некогерентного накопления;  $L_n = V_n T_n$  – длина апертуры некогерентного накопления.

Таким образом, в случае  $u_n \rightarrow 0$  система является когерентной и  $K(x) = 1$ . При  $u_n \gg u_k$  система является полностью некогерентной и  $K(x) = \delta(0)$ .

Заметим, что  $T_n \geq T_k$  и полный интервал время съёмки:  $T_c = T_n + T_k$  (рисунок 6), ему соответствует полная апертура  $u_c = u_k + u_n$ .

Степень некогерентности изображения определяется коэффициентом Рождественского (Рождественский Д.С., 1949). Коэффициент получил название в честь первого директора государственного оптического института Д.С. Рождественского, развивавшего работы Э. Аббе и предложившего подходы к моделированию свойств частично-когерентного изображения.

Коэффициент некогерентности РСА предлагается определить аналогично (Hopkins H.H., 1951), как отношение некогерентной апертуры к полной апертуре съёмки:

$$s = u_n / u_c,$$

где  $u_c > 0$ ,  $u_n \leq u_c$  и  $s$  находится в пределах от 0 до 1.

При  $u_n \rightarrow 0$  система является когерентной и  $s \rightarrow 0$ , а при  $u_n \rightarrow u_c$  – полностью некогерентной и  $s \rightarrow 1$ . Промежуточные значения соответствуют частичной когерентности.

Длительность интервала накопления в РСА определяется количеством некогерентно суммируемых изображений (луков)  $N_n$ :

$$T_c = N_n T_k,$$

тогда коэффициент некогерентности равен:

$$s = (N_n - 1) / N_n.$$

Такое определение имеет простой физический смысл процентного вклада некогерентной апертуры.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Рождественский Д.С. Собрание трудов. М., Л.: Изд-во АН СССР, 1949. 727 с.

Чузуй Ю.В. Расчет и анализ импульсного отклика проекционных пространственно-неинвариантных систем // Автометрия. 2018. № 6. С. 34-47.

Hopkins H.H. The concept of partial coherence in optics // Proceedings of the Royal Society. 1951. A208. P. 263-277.

Jian Liang, Liang An. Spaceborne Video Synthetic Aperture Radar (SAR): A New Microwave Remote Sensing Mode // Intelligent Video Surveillance, 2022, URL: <https://www.intechopen.com> (дата обращения: 27.11.2023).

Moreira A., Yonis M., Prats-Iraola P. Krieger G. A Tutorial on Synthetic Aperture Radar // Article in IEEE Geoscience and Remote Sensing Magazine. 2013. URL: <https://www.researchgate.net/publication/257008464> (дата обращения: 27.11.2023).

Xu Ma, Gonzalo R. Binary Mask Optimization for Inverse Lithography with Partially Coherent Illumination Article in Journal of the Optical Society of America A. 2009. URL: <https://www.researchgate.net/publication/23501179> (дата обращения: 27.11.2023).

Статья поступила в редакцию 20.12.2023

Статья после доработки 20.12.2023

Статья принята к публикации 20.12.2023

## КОНСТРУКЦИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО НАДУВНОГО ТОРМОЗНОГО УСТРОЙСТВА ДЛЯ УВОДА НАНОСПУТНИКОВ CUBESAT И ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ЕГО ХАРАКТЕРИСТИК

## DESIGN OF AN AERODYNAMIC INFLATABLE BRAKING DEVICE AND THE CHARACTERISTICS VALIDATION FOR CUBESAT NANOSATELLITES DEORBING

О.Ю. Седых<sup>1</sup>,  
кандидат технических наук,  
SedykhOIU@laspace.ru;  
O.Y. Sedykh

В.К. Сысоев<sup>1</sup>,  
доктор технических наук,  
SysoevVK@laspace.ru;  
V.K. Sysoev

А.В. Кургузов<sup>2</sup>,  
кандидат технических наук,  
a-kurguzov@mail.ru;  
A.V. Kurguzov

М.К. Глотов<sup>2</sup>,  
iskramai@yandex.ru;  
M.K. Glotov

А.Д. Юдин<sup>1,2</sup>,  
кандидат технических наук,  
IUdinAD@laspace.ru;  
A.D. Yudin

*В работе рассмотрена конструкция устройства аэродинамического торможения для наноспутника CubeSat. Представлены технические решения для создания ключевых элементов устройства, конструкция стенда для вакуумных и вибродинамических испытаний, технология изготовления надувных тормозных оболочек и результаты проведения конструкторско-доводочных испытаний экспериментального образца устройства аэродинамического торможения для наноспутника CubeSat.*

*Ключевые слова:*  
деорбитинг; наноспутник CubeSat;  
надувные тормозные устройства;  
наземные испытания.

DOI: 10.26162/LS.2024.63.1.006

### ВВЕДЕНИЕ

Количество техногенных объектов в околоземном космическом пространстве увеличивается с каждым годом. Основные причины – это миниатюризация бортовых систем и модульность при разработке космических аппаратов. Наиболее ярким примером таких спутников являются кубсаты – наноспутники, созданные по единому стандарту (*CubeSat Design Specifications Rev 13*). Благодаря этому расширился круг участников космической деятельности, запуск

*The article covers design of an aerodynamic braking device for the CubeSat nanosatellite. The article presents technical solutions for the device key elements creating, design of the vacuum and vibration-dynamic test bench, the manufacturing technology for inflatable braking shells and the results of design and development testing of development prototype of an aerodynamic braking device for the CubeSat nanosatellite.*

*Keywords:*  
deorbiting; CubeSat nanosatellite;  
inflatable braking devices;  
ground test.

КА стал доступным для коммерческих организаций и образовательных институтов, число запусков резко возросло. Второй важный фактор, способствовавший росту запусков – упрощённая процедура их введения в космос в качестве попутной нагрузки или с борта МКС. Так, в 2022 году было запущено 334 наноспутника, и прогноз на ближайшее время показывает устойчивый рост количества запусков (*Запуски наноспутников (исторические данные и прогноз)*).

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

<sup>2</sup> ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.  
Moscow Aviation Institute (National Research University), Russia, Moscow.

подавляющее большинство наноспутников CubeSat находится на низких орбитах, срок их активного существования составляет всего несколько месяцев, а время баллистического существования – несколько лет.

По данным Европейского космического агентства (ESA), в начале 2022 года на околоземной орбите находилось около 27 тысяч объектов космического мусора (*ESA's annual space environment report, 2022*). Для предотвращения засорения низких околоземных орбит в настоящее время активно разрабатываются способы очистки околоземного космического пространства от космического мусора, а также мероприятия, предотвращающие в перспективе саму возможность засорения (*Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., 2019*).

В работах (*Пикалов Р.С., Юдинцев В.В., 2018; Аншаков Г.П., Крестина А.В., Ткаченко И.С., 2020; Нестерин И.М., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К. и др., 2017*) были проанализированы существующие технологии увода спутников с рабочей орбиты после окончания активного функционирования и сделан вывод, что наиболее реализуемыми вариантом является принудительный пассивный (не требующий управления) увод спутников с помощью надувных тормозных устройств за счёт аэродинамического торможения. Выбор такого способа обусловлен в первую очередь наименьшим временем увода наноспутников CubeSat по сравнению с другими пассивными методами (*Финченко В.С., Иванков А.А., Шматов С.И., 2018; Резник С.В., Абрамова Е.Н., 2023*). Такие устройства аэродинамического торможения являются наиболее реализуемыми, они просты по конструкции и легко изготавливаемы, а занимаемые объёмы надувных оболочек в сложенном и в развёрнутом рабочем положении могут отличаться в десятки раз (*Юдин А.Д., Москатиньев И.В., Сысоев В.К., 2019*).

В настоящей работе описывается создание конструкции экспериментального образца (ЭО) устройства аэродинамического торможения (УАТ), представляющего собой стандартный модуль размером 1U наноспутника CubeSat.

ЭО УАТ состоит из следующих основных элементов:

- корпус с крышкой;
- механизм раскрытия крышки;
- конструкция ввода в действие;
- оболочка из полиимидной плёнки.

Корпус для ЭО УАТ выполнен в форм-факторе CubeSat 1U методом селективного лазерного сплавления. В статье (*Борщев Ю.П., Сысоев В.К., Юдин А.Д., 2020*) дано подробное описание технологии изготовления. Далее рассмотрим другие основные элементы ЭО УАТ.

## 1. Состав устройства аэродинамического торможения

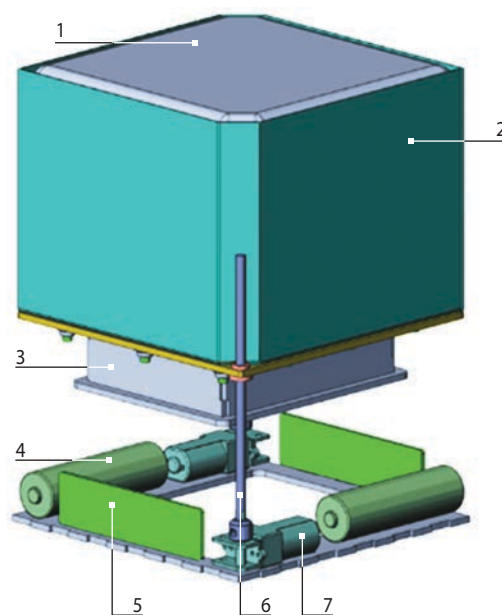
### 1.1. Механизм раскрытия крышки УАТ

Вторым элементом УАТ является механизм открытия крышки при активации устройства. В качестве замка крышки корпуса может быть использована капроновая нить, удерживающая механизм в закрытом состоянии. В качестве нагревательного элемента может быть использована нихромовая проволока.

В СККБ «Искра» МАИ проведена экспериментальная отработка механизма открытия крышки. Были определены параметры для пережигания лески и освобождения механизма открытия крышки корпуса. Нагревательным элементом выбрана нихромовая проволока диаметром не более 0,12 мм. Мощность, затраченная на пережигание проволоки, составила не более 0,7 Вт.

### 1.2. Конструкция ввода в действие УАТ

Задача одного из ключевых элементов устройства – конструкция ввода в действие, заключается в извлечении сложенной тормозной оболочки из корпуса устройства при активации устройства. Поскольку выполненная из полиимидной плёнки тормозная оболочка при раскрытии подвержена опасности разрыва острыми элементами корпуса устройства, была разработана конструкция с выдвиганием плёночного шара в защитном кожухе на срез корпуса УАТ. Компоновка конструкции ввода в действие представлена на рисунке 1.



- 1 – свёрнутый шар; 2 – защитный кожух;  
3 – ёмкость с газом; 4 – аккумулятор;  
5 – плата управления; 6 – винт; 7 – мотор-редуктор.

**рисунок 1.** Компоновка устройства с выдвигной платформой

При поступлении команды на развёртывание выдвижная платформа по двум винтовым направляющим выдвигается из корпуса, и по достижении конечной позиции происходит развёртывание сложенной оболочки. При этом элементы защитного кожуха раскрываются в стороны и защищают плёночный шар от повреждения.

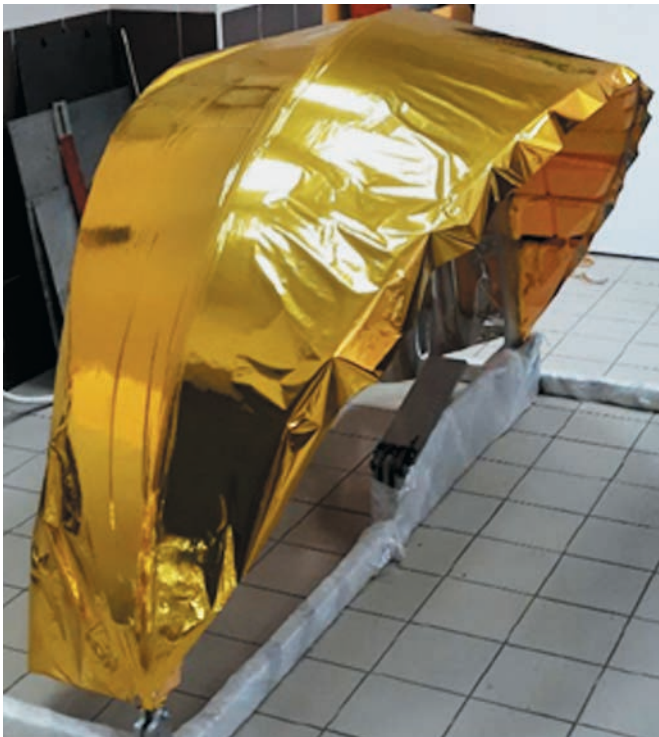
## 2. Технология изготовления тормозной оболочки

Самым важным элементом в УАТ является тормозная оболочка, обеспечивающая максимальное увеличение площади проекции КА на вектор скорости орбитального движения. Большинство решений для увода наноспутников класса CubeSat или близких по размерности КА основано на использовании тонких плёнок. Выбор материала ПМ-1ЭУ-ДА обусловлен достаточно жёсткими температурными режимами работы системы увода. Выбранный материал обладает рабочим диапазоном температур от минус 196°С до плюс 300°С, что гарантирует устойчивость оболочки к факторам космического полёта.

Основным процессом разработанной технологии изготовления тормозных оболочек является склейка сегментов оболочки клейкой лентой на основе металлизированной полиимидной плёнки. Склейка производится с помощью специального стапеля, разработанного в ходе данной работы. Два сегмента укладываются сверху на станок внутренними

краями встык по верхней кромке станка. Сегменты прижимаются эластичными бинтами к станку для фиксации, во избежание смещения во время склейки (рисунок 2а).

Сфера склеивается из 12 сегментов полиимидной плёнки. Сегменты склеиваются по всей длине краями встык односторонней клейкой лентой шириной 20 мм с внешней(верхней) стороны. Предварительно на плоттере распечатывается бумажный шаблон сегмента 1/12 сферы. По этому шаблону из полиимидной плёнки вырезается 12 сегментов. Из этих 12 сегментов первые шесть склеиваются попарно: 1+2, 3+4, 5+6, затем эти сдвоенные сегменты склеиваются между собой: 12+34+56. В результате получаем полусферу. Так же склеивается вторая полусфера из сегментов 7, 8, 9, 10, 11, 12. Полученные две полусферы склеивают вначале с одного края – полностью, затем с другого края, – но уже немного не доклеив до нижней точки схождения сегментов. Далее на сферу в условной верхней точке наклеивают квадратный сегмент шириной не более 50 мм, связывая в верхней точке окончания всех сегментов. Шар выворачивается через оставшееся в нижней точке отверстие. И все швы между сегментами проклеиваются ещё раз с обратной стороны. После повторной проклейки всех швов сегментов в нижней точке сферы наклеивается завершающий квадратный сегмент с патрубком надува для контроля герметичности склейки (рисунок 2б).



а



б

а – склейка двух сегментов оболочки на стапеле; б – тормозная оболочка из плёнки ПМ-1ЭУ-ДА.

рисунок 2. Изготовление тонкоплёночной тормозной оболочки

### **3. Изготовление экспериментального образца УАТ и стенда для конструкторско-доводочных испытаний**

Для подтверждения принципа работы устройства аэродинамического торможения для наноспутников CubeSat был изготовлен экспериментальный образец. Основной задачей при проведении наземных испытаний было подтверждение работоспособности устройства и принятых проектно-конструкторских решений в условиях воздействия давления, ударных нагрузок, фактически имеющих место при транспортировании и орбитальном полёте.

Для проведения вакуумных испытаний была разработана конструкция стенда, обеспечивающая крепление корпуса УАТ, наполнение тормозной оболочки газом и управление ЭО устройства. Для корректного надува тормозной оболочки предусмотрен регулятор давления на выходе ресивера, который заполняется из баллончиков газа. Блок управления открывает пневмоклапан для надува шара и производит регистрацию заданных параметров температуры и давления.

Так же была изготовлена тормозная оболочка диаметром 1 метр из металлизированной полиимидной плёнки ПМ-1ЭУ-ДА и осуществлена сборка ЭО УАТ. Созданный ЭО УАТ и экспериментальный стенд показаны на рисунке 3.

### **4. Вибродинамические испытания экспериментального образца УАТ**

Целью вибродинамических испытаний было исследование пригодности предложенных в ЭО УАТ конструкторских решений к созданию лётных образцов УАТ – проверка на сохраняемость, проверка требований по транспортированию, условий полёта, максимальных перегрузок при выведении и на воздействие ударного импульса.

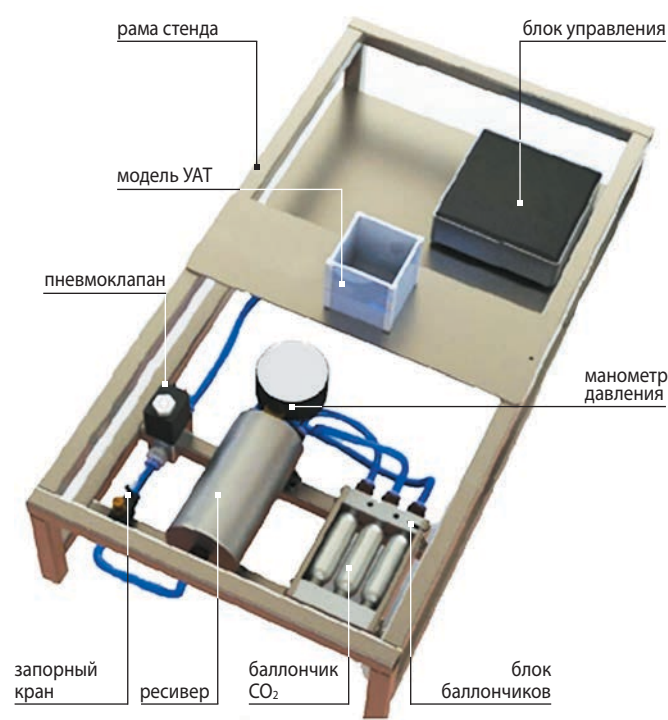
Испытания ЭО УАТ проводились в МАИ с помощью системы тестирования прочности изделий в нескольких направлениях, в соответствии с разработанной программой и методикой проведения вибрационных испытаний ЭО УАТ. Эти программы и методики разрабатывались на основе типовых методик, применяемых для испытаний космической техники в АО «НПО Лавочкина».

Контроль виброиспытаний осуществлялся по задающему датчику, установленному в месте крепления УАТ к оснастке. Установленный ЭО УАТ на вибростенде и результаты частотного отклика изделия до и после проведения прочностных испытаний представлены на рисунке 4.

По результатам испытаний показания задающих датчиков находилась в пределах допустимых значений. Визуальный осмотр образца после проведения испытаний не выявил повреждений элементов конструкций. Был сделан вывод, что ЭО УАТ выдержал испытания по всем пунктам программы и методики испытаний.



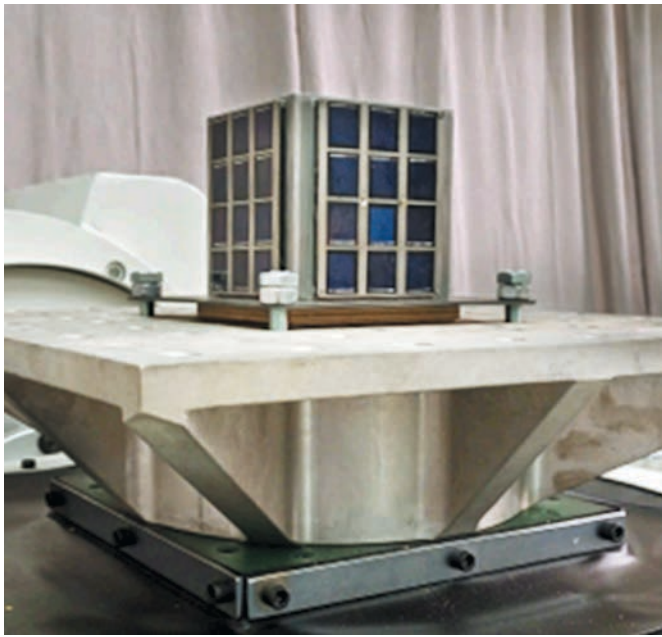
**а**



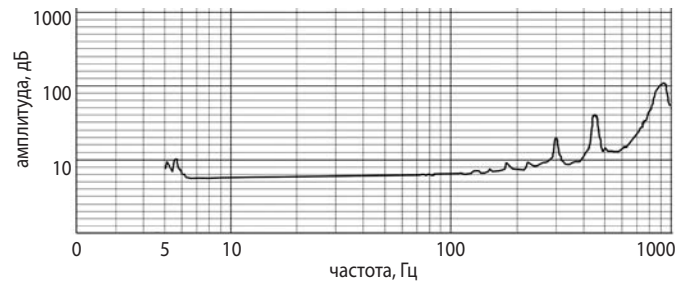
**б**

**а** – общий вид ЭО УАТ; **б** – экспериментальный стенд для УАТ.

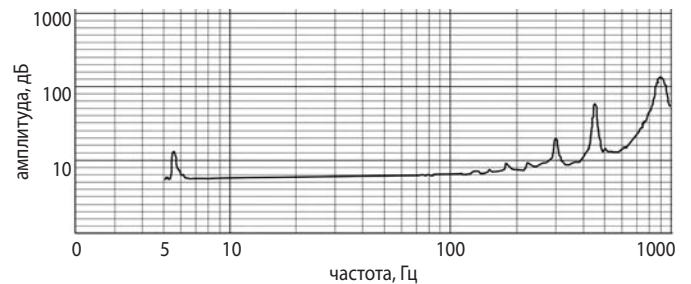
**рисунки 3.** Демонстрационный макет УАТ



а



б



в

**а** – установленный ЭО УАТ на оснастке для виброиспытаний; **б** – частотный отклик до прочностных испытаний; **в** – частотный отклик после проведения испытаний.

**рисунок 4.** Испытания ЭО УАТ на вибростенде

## 5. Вакуумные испытания экспериментального образца УАТ

Испытания в вакуумной камере проводились с целью подтверждения работоспособности раскрытия сложенной тормозной оболочки из корпуса УАТ и подтверждение характеристик, заданные техническими требованиями.

За основу программы и методик вакуумных испытаний ЭО УАТ были взяты типовые программы и методики испытаний для космической техники, применяемые в АО «НПО Лавочкина». В рабочем объеме вакуумной камеры создается давление окружающей среды не более  $1,33 \cdot 10^{-3}$  Па ( $10^{-5}$  мм рт. ст.).

Вакуумные испытания ЭО УАТ проходили в МАИ в малой вакуумной камере. В этой камере



а



б

**а** – надув оболочки в процессе вакуумных испытаний; **б** – завершение испытаний ЭО УАТ.

**рисунок 5.** Вакуумные испытания ЭО УАТ

возможно выполнение всей программы вакуумных испытаний – при меньшей стоимости работ и ускорении промежуточных технических этапов испытаний, таких как откачка воздуха, поэтому здесь же были проведены испытания раскрытия тормозной оболочки диаметром 1 метр.

В процессе вакуумных испытаний после подачи команды на надув ЭО УАТ оболочка стала распрямляться (рисунок 5а), наполняясь газом, и в итоге приняла сферическую форму (рисунок 5б). Форма конечно, отличалась от шара, что, по всей видимости, связано с действием гравитации и требует рассмотрения методов обезвешивания при проведении подобных испытаний в будущем.

По результатам испытаний сделан вывод, что надув прошёл успешно, конечное состояние ЭО УАТ удовлетворяет критериям программы испытаний.

## **ВЫВОДЫ**

Созданный экспериментальный образец аэродинамического тормозного устройства для аппарата CubeSat успешно прошёл испытания, имитирующие условия эксплуатации для проверки предложенных технических решений, и показал свою работоспособность. Практическая значимость этих результатов прежде всего в том, что создание технологии увода наноспутников из области низких околоземных орбит имеет большую ценность для поддержания долгосрочной устойчивости космической деятельности. Полученные и апробированные технические решения в области технологии увода нано-космических аппаратов с околоземных орбит при помощи УАТ являются научно-техническим заделом для проведения опытно-конструкторской работы по созданию лётного образца.

Созданное устройство может применяться не только для увода наноспутников. Полученные в ходе этой работы технические решения могут быть использованы для масштабирования устройства для увода малых космических аппаратов. Проведённый анализ исходных данных показал, что время баллистического существования космического объекта массой не более 250 кг, оснащённого тормозной оболочкой, составит не более пяти лет.

## **список литературы**

*Анишаков Г.П., Крестина А.В., Ткаченко И.С.* Анализ эффективности применения средств увода с орбиты малых космических аппаратов // Космические аппараты и технологии. 2020. Т. № 4, № 2. С. 72-84.

*Борщев Ю.П., Сысоев В.К., Юдин А.Д.* Анализ применения технологии селективного лазерного сплавления для изготовления структурных конструкций наноспутников CubeSat // Вестник МАИ. 2020. № 3. С. 219-228.

*Запуски наноспутников (исторические данные и прогноз).* URL: <https://www.nanosats.eu> (дата обращения: 26.06.2023).

*Нестерин И.М., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К., Финченко В.С. др.* Предложение по созданию устройства для схода наноспутников CubeSat с низких околоземных орбит // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 20-26.

*Пикалов Р.С., Юдинцев В.В.* Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора // Труды МАИ. 2018. № 100. С. 1-37. URL: [http://trudymai.ru/upload/iblock/239/Pikalov\\_YUdintsev\\_rus.pdf](http://trudymai.ru/upload/iblock/239/Pikalov_YUdintsev_rus.pdf) (дата обращения: 16.08.2023).

*Резник С.В., Абрамова Е.Н.* Ключевые вопросы создания надувных тормозных устройств для увода вышедших из строя спутников в плотные слои атмосферы. Ч. 1. Проектный облик. Движение в разреженной атмосфере // Изв. высш. учеб. заведений. Машиностроение. 2023. № 5. С. 101-111. doi: 10.18698/0536-1044-2023-5-101-111.

*Финченко В.С., Иванков А.А., Шматов С.И.* Проект КА, оснащённого системой удаления космического мусора (аэротермодинамика, габаритно-массовые характеристики и траектории спуска КА с околоземных орбит) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 11-18.

*Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В.* Надувные элементы в конструкциях космических аппаратов – прорывная технология в ракетно-космической технике / Под ред. В.А. Колмыкова, Х.Ж. Карчаева. Химки: АО «НПО Лавочкина». 2019. 488 с.

*Юдин А.Д., Москатиньев И.В., Сысоев В.К.* Модульный космический аппарат // Патент РФ № 2703818 на изобретение. Заяв.: 2018146135 от 25.12. 2018. Срок действия исключительного права на изобретение истекает 25.12. 2038. Оpubл.: 10.22. 2019. Бюл. № 30.

*CubeSatDesignSpecificationRev.13.* URL: [https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecae1bacd/t/56e9b62337013b6c063a655a/1458157095454/cds\\_rev13\\_final2.pdf](https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecae1bacd/t/56e9b62337013b6c063a655a/1458157095454/cds_rev13_final2.pdf) (дата обращения: 26.06.2023).

*ESA's annual space environment report.* ESA Space Debris Office, 2022. 120 p.

*Статья поступила в редакцию 25.10.2023*

*Статья после доработки 26.10.2023*

*Статья принята к публикации 26.10.2023*



## КОНТРОЛЬ ЧИСТОТЫ ПОВЕРХНОСТЕЙ КА ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ТЕПЛОВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЙ

## CONTROL OF SPACECRAFT SURFACE CLEANLINESS DURING THERMAL VACUUM TESTING



**Б.Ю. Ященко<sup>1</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
kom501@laspace.ru;  
**B.Yu. Yashchenko**



**Д.Б. Добрица<sup>1</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
dobrica@laspace.ru;  
**D.B. Dobritsa**



**С.И. Шматов<sup>1</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
SHmatovSI@laspace.ru;  
**S.I. Shmatov**

*Работа посвящена вопросам контроля уровня загрязнения поверхностей космических аппаратов (КА) и их модулей при проведении тепловакуумных испытаний (ТВИ). Приведены разработанная методика измерений и методики расчёта с использованием датчиков с чувствительным элементом в виде образцов-свидетелей из кварцевого стекла. Рассмотрены результаты измерений с помощью образцов-свидетелей загрязнения поверхностей КА, полученные после проведения ТВИ. Представлены рекомендации по снижению уровня загрязнения поверхностей КА при проведении ТВИ.*

*Ключевые слова:*  
космический аппарат;  
тепловакуумные испытания;  
контроль загрязнения;  
образцы-свидетели.

DOI: 10.26162/LS.2024.63.1.007

### ВВЕДЕНИЕ

При проведении ТВИ из материалов и покрытий конструкций космических аппаратов, а также из элементов оснастки, конструкции и вспомогательных приспособлений самой вакуумной

*The work is devoted to the issues of controlling the level of contamination of spacecraft (SC) surfaces and their modules during thermal vacuum testing (TVT). The developed methodology of measurements and calculation techniques using sensors with a sensitive element in the form of quartz glass witness samples are presented. The results of measurements with the help of specimen-witnesses of contamination of spacecraft surfaces, obtained after the TVT are considered. Recommendations on reducing the level of contamination of spacecraft surfaces during TVT are presented*

*Key words:*  
spacecraft;  
thermal vacuum testing;  
contamination control;  
witness samples.

камеры выделяются загрязнения, осаждающиеся на поверхностях КА. Особое влияние эти загрязнения оказывают на оптико-электронные и другие системы КА, чувствительные к загрязнению.

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

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

Превышение допустимого уровня загрязнения негативно сказывается на рабочих характеристиках и функционировании этих систем.

При наземной отработке КА и его модулей в вакуумной камере (ВК) наряду с решением основных задач ТВИ проводятся исследования источников пылегазовыделения и уровня загрязнения характерных поверхностей объекта испытаний (Клишин А.Ф., 2008; Паршина Е.Б. и др., 2009).

Результаты таких исследований используются для разработки соответствующих рекомендаций по обеспечению заданных требований по чистоте поверхностей штатных изделий. В настоящей статье представлена новая методика определения загрязнения поверхности КА при ТВИ с помощью образцов-свидетелей из кварцевого стекла.

Наличие газовой и пылевой составляющих загрязнений около поверхности КА и его бортовых систем приводит к изменению оптического фона возле аппарата во время его активного существования на орбите. Осаждение вещества на поверхностях радиаторов систем терморегулирования, панелей солнечных батарей способно повлиять на эффективность их работы (Рыжов Ю.А., 1988; Иванов Н.Н. и др., 2019).

С учётом вышеизложенного вопросы разработки надёжных и рациональных методик оценки параметров загрязнения рабочих поверхностей КА и их модулей являются актуальными, а решение этих вопросов совместно с проведением ТВИ объектов позволяет получить новые результаты без дополнительных затрат на эксперимент.

## **1. Постановка задачи и исходные данные**

При проведении ТВИ модулей КА по измеренным параметрам загрязнения поверхностей объекта исследуются источники и уровень загрязнения, процессы массообмена во внешней атмосфере (ВА) объекта испытания, а также оценивается степень возможного влияния внешней атмосферы на работу отдельных систем аппарата. Известные методы контроля параметров ВА при ТВИ включают: контроль чистоты поверхностей объекта до и после испытания, определение характеристик и состава плёнок загрязнения, сконденсировавшихся на оптических образцах, исследование динамики процесса осаждения загрязнений в заданных зонах с помощью специальной системы контроля направленных потоков масс (Паршина Е.Б. и др., 2009).

Исследование загрязнений поверхностей КА разработки НПО им. С.А. Лавочкина при проведении ТВИ производится следующими тремя методами:

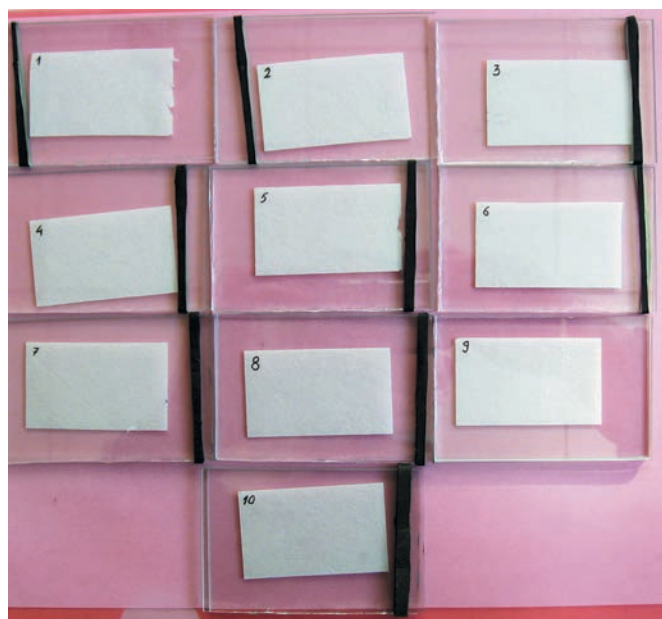
- взятием до и после испытания отпечатков (мазков) загрязнений в заданной зоне поверхности

КА с помощью образцов из фильтрующего полотна полиэтиленового – ФПП-Д и дальнейшим исследованием степени их загрязнения с помощью микроскопа в соответствии с требованиями ОСТ 92-0174-82 (исследование загрязнений с помощью непрозрачных материалов);

- установкой до испытания в заданной зоне поверхности объекта образца-свидетеля из кварцевого стекла и дальнейшим исследованием под микроскопом параметров загрязнений, полученных при испытаниях (исследование загрязнений с помощью прозрачных материалов);
- регистрацией в процессе ТВИ объекта динамики осаждения продуктов ВА с помощью системы контроля направленных потоков масс, включающей датчик направленных потоков масс (НПМ), изготовленный на основе кварцевых микровесов.

Перечисленные методы дополняют друг друга и позволяют после анализа и обобщения результатов измерения оценить эффективность каждого из них и получить наиболее полные данные о параметрах собственной/внешней атмосферы при проведении испытаний объекта в ВК.

Исследование поверхности КА с помощью образцов из материала ФПП-Д проводится взятием от 10 до 12 проб (отпечатков) перед закрытием ВК и от 10 до 12 проб после разгерметизации вакуумной камеры. После взятия пробы отпечаток с загрязнением на материале типа ФПП-Д (размерами 30×50 мм) помещается между предварительно очищенными стеклянными поверхностями (рисунок 1), запечатывается и направляется для обработки результатов в соответствии с методикой ОСТ 92-0174-82.



**рисунок 1.** Внешний вид десяти образцов, расположенных между защитными стёклами



а

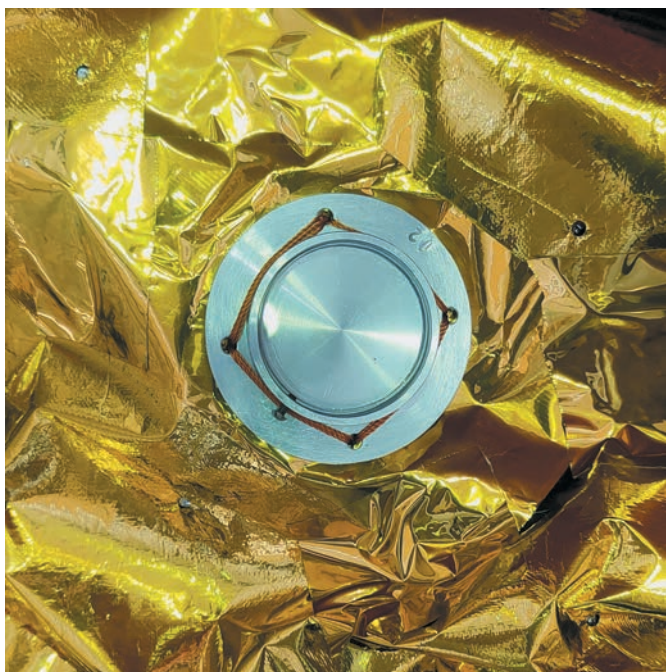


б

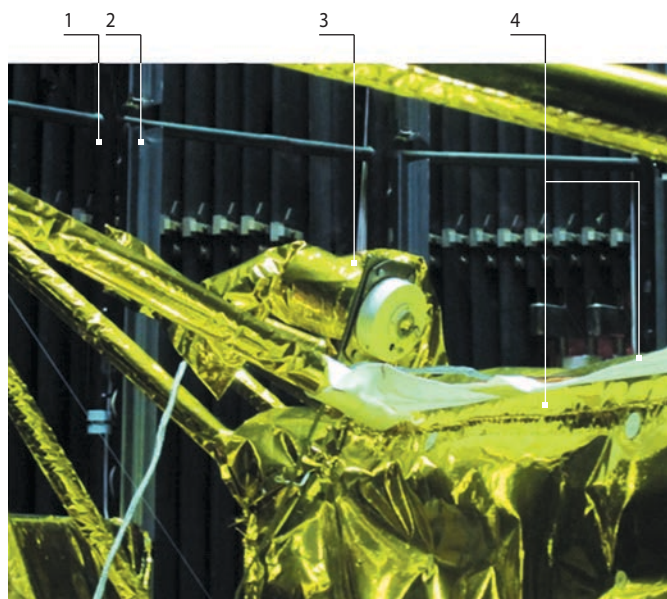
а – с установленными крышками;

б – со снятыми крышками.

**рисунок 2.** Датчики с образцами-свидетелями



**рисунок 3.** Место установки датчика на поверхности экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ)



- 1 – стенки ВК;
- 2 – излучатели инфракрасные (ИКИ);
- 3 – датчик НПМ;
- 4 – поверхность КА, закрытая ЭВТИ.

**рисунок 4.** Место установки датчика НПМ на изделии в ВК

Перед проведением исследования загрязнений с помощью датчиков с образцами-свидетелями из кварцевого стекла на интересующей поверхности КА устанавливаются от 7 до 12 датчиков. Внешний вид датчиков с установленными и снятыми крышками представлен на рисунке 2.



**рисунок 5.** Фото датчика с образцом-свидетелем из кварцевого стекла после проведения ТВИ. В результате освещения с помощью УФ-лампы хорошо видны присутствующие на его поверхности загрязнения

Как правило, до четырёх датчиков закрепляются на поверхности КА в вертикальном положении. Вид датчика, установленного на изделии и готового к экспонированию, показан на рисунке 3. Перед закрытием ВК с датчиков снимаются защитные крышки. Во время проведения ТВИ на чувствительном элементе датчика – поверхности из кварцевого стекла происходит седиментация загрязнений. После завершения испытания и разгерметизации ВК на датчики устанавливаются защитные крышки, а сами датчики направляются для дальнейшей обработки результатов по разработанной и приведённой в работе методике.

Для регистрации в процессе ТВИ объекта динамики осаждения загрязнений на изделии (рисунок 4) или на внутренней поверхности ВК закрепляется несколько датчиков НПМ, направленных на интересующие элементы КА и подсоединённых через кабельную сеть к электронным модулям системы контроля направленных потоков масс. Результаты измерений непрерывно выводятся и записываются, что даёт возможность оперативного контроля потоков загрязнения в процессе проведения ТВИ. Рассмотрение вопросов динамики осаждения загрязнений в процессе ТВИ является отдельной темой исследований, благодаря которым станет возможным проведение расчётов газо- и пылевыведения конструкционных материалов и покрытий поверхности КА (Иванков А.А. и др., 2020).

## 2. Методика проведения исследований загрязнения с использованием образцов-свидетелей из кварцевого стекла

Применяемая методика исследования параметров загрязнений, присутствующих на рабочих поверхностях образцов-свидетелей из кварцевого стекла, предусматривает сканирование рабочей поверхности каждого образца в определённом порядке и фиксацию состояния поверхности (загрязнений) в серии кадров фотосъёмки с суммарным 20-кратным оптическим увеличением. Фотосъёмка осуществлялась с помощью USB-микроскопа марки Digi Micro Prof в видимом диапазоне длин волн. На рисунке 5 показано фото датчика с образцом-свидетелем из кварцевого стекла после проведения ТВИ при подсветке его с помощью ультрафиолетовой лампы. В случае необходимости, для более подробного изучения загрязнений, возможно проведение исследований и в УФ-диапазоне длин волн.

Для фиксации полученных результатов и повышения точности использовалась методика привязки полученных фотографий поверхности образца к определённым областям. Согласно новой методике рабочая поверхность образца-свидетеля фотографировалась с помощью USB-микроскопа на фоне специальной пронумерованной сетки, делящей рабочую поверхность на 19 одинаковых правильных шестиугольных элементов – кадров. Как следует

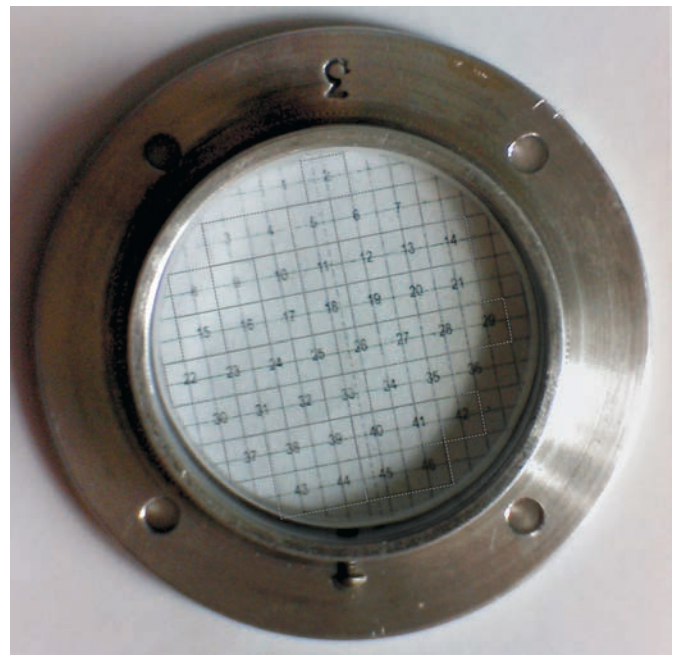
из рисунка 6а, этот метод позволяет максимально учесть рабочую поверхность образца, подвергнувшись загрязнению. Общая сканируемая площадь поверхности образца-свидетеля составила 790 мм<sup>2</sup>, что на 8% больше, чем сканируемая общая площадь поверхности образца-свидетеля с используемой ранее квадратной сеткой (рисунок 6б).

Кроме того, правильный шестиугольник полнее заполняет кадр при фотографировании поверхности с помощью USB-микроскопа, имеющего круглый объектив, и позволяет добиться необходимых результатов при числе кадров, на 30% меньшем по сравнению с ранее использовавшейся квадратной сеткой. Размеры шестиугольных кадров с точностью до десятой доли миллиметра приведены на рисунке 7.

Перед началом сканирования из обоймы датчика извлекался круглый элемент-свидетель в виде кварцевого стекла и устанавливался на плёнку, имеющую на своей поверхности фасеточную сетку, вписанную в окружность диаметром 35 мм (диаметр элемента образца-свидетеля из кварцевого стекла). После этого с помощью USB-микроскопа фотографировалась каждая шестиугольная область поверхности. Устанавливалось постоянное 20-кратное оптическое увеличение микроскопа. Кадр поверхности шестиугольника размещался перед объективом микроскопа с максимальным заполнением области фотографирования. На рисунке 8 показан снимок одной шестиугольной ячейки с нанесением размеров (в мкм) с учётом 20-кратного увеличения.



а

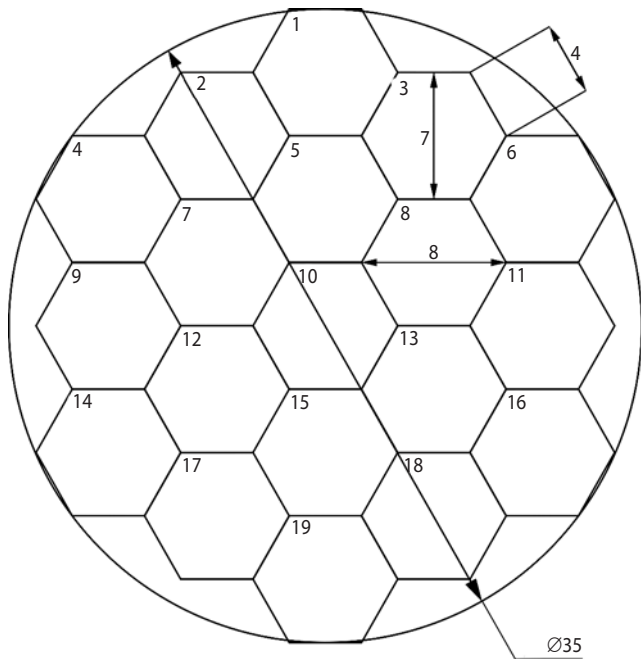


б

а – из шестиугольных элементов;  
б – квадратных элементов.

**рисунок 6.** Датчик с вставленной под кварцевое стекло плёнкой с пронумерованной сеткой

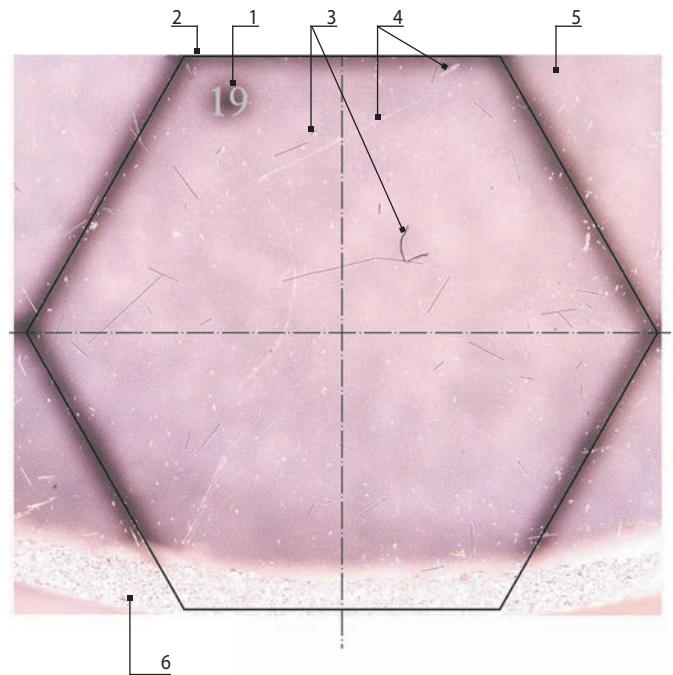
## КОНТРОЛЬ ЧИСТОТЫ ПОВЕРХНОСТЕЙ КА ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ТЕПЛО ВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЙ



**рисунок 7.** Нумерация и размеры (в мм) фасеточной модели деления поверхности образца-свидетеля

При этом расстояние от рабочей поверхности образца-свидетеля до объектива микроскопа настраивалось на максимальную резкость изображения присутствующих на этой поверхности загрязнений и, как правило, не менялось в процессе фотографирования всей поверхности.

Полученные после фотосъёмки кадры импортировались в графический редактор для кадрирования снимков, фиксации дефектов стекла и образмеривания присутствующих загрязнений.

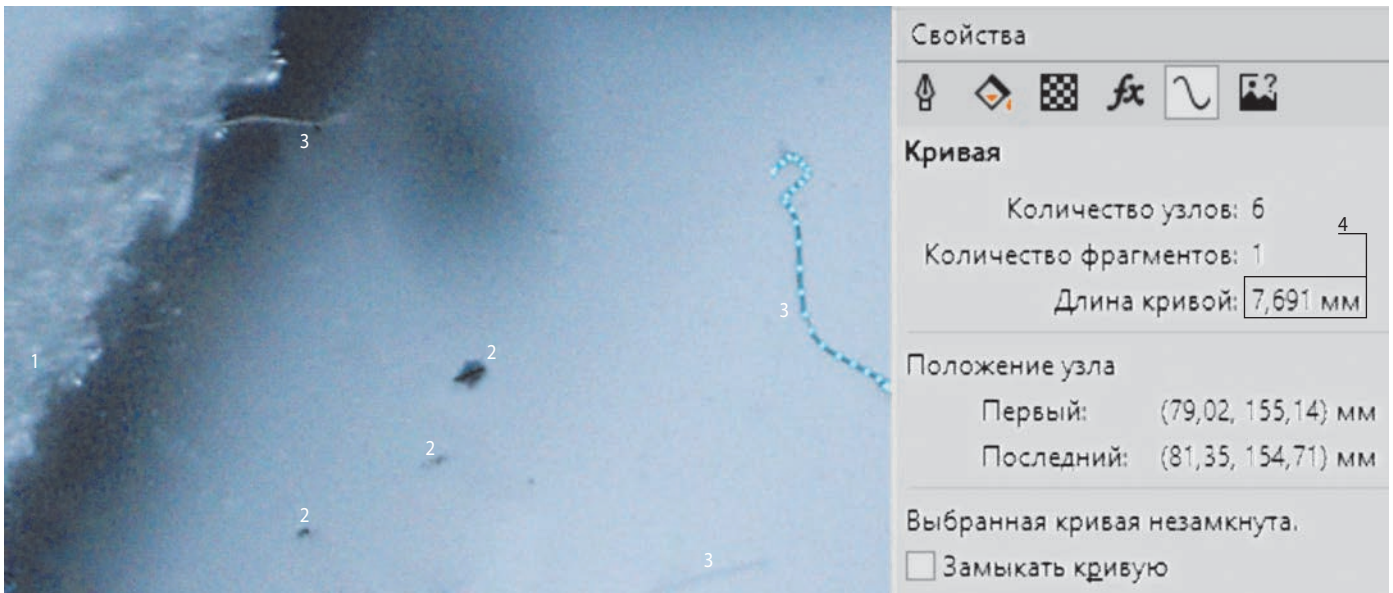


- 1** – номер кадра поверхности (на фотографии имеет размытые контуры, т.к. располагается под поверхностью кварцевого стекла толщиной 5 мм);
- 2** – правильный шестиугольник, ограничивающий кадр поверхности, построенный в графическом редакторе;
- 3** – загрязнения с наложенным на них абрисом (для образмеривания);
- 4** – царапины и сколы;
- 5** – отснятый кадр поверхности;
- 6** – кромка кварцевого стекла.

**рисунок 8.** Фотография кадра на фоне вычерченного в графическом редакторе шестиугольника

**таблица** – Среднестатистическое количество загрязнений, осевших на поверхности изделия после проведения ТВИ

		количество и виды загрязнений в расчёте шт./м <sup>2</sup> поверхности										
диапазон размеров загрязнений, мкм		50...100		100...250		250...500		500...1000		>1000		
вид загрязнений		«А»	«Б»	«А»	«Б»	«А»	«Б»	«А»	«Б»	«А»	«Б»	
№ образца-свидетеля	вертикальное расположение	3	7596	30384	12660	1266	12660	0	5064	0	2532	0
		17	1266	11394	6330	3798	6330	0	2532	0	5064	0
		13	0	18990	7596	2532	15192	0	6330	0	1266	0
		21	1266	17724	6330	5064	12660	0	6330	0	3798	0
		Σ <sub>ср. вертик.</sub>	2532	19623	8229	3165	11710	0	3481	0	3165	0
	горизонтальное расположение	7	3798	98748	79758	5064	93684	0	60768	0	21522	0
		10	8862	25320	22788	3798	12660	0	7596	0	5064	0
		12	10128	37980	27852	3798	25320	0	11394	0	6330	0
		Σ <sub>ср. гориз.</sub>	7596	54016	43466	4220	43888	0	26586	0	10972	0
	Σ <sub>ср.</sub>		9336	27218	21047	3323	16300	0	8545	0	6013	0
норматив на чистоту		-	-	30129	-	753	-	32	-	10		



1 – кромка кварцевого стекла;

2 – загрязнения в виде частиц;

3 – загрязнения в виде нитей;

4 – размер кривой, полученный средствами графического редактора, после обведения загрязнения линиями в виде В-сплайна.

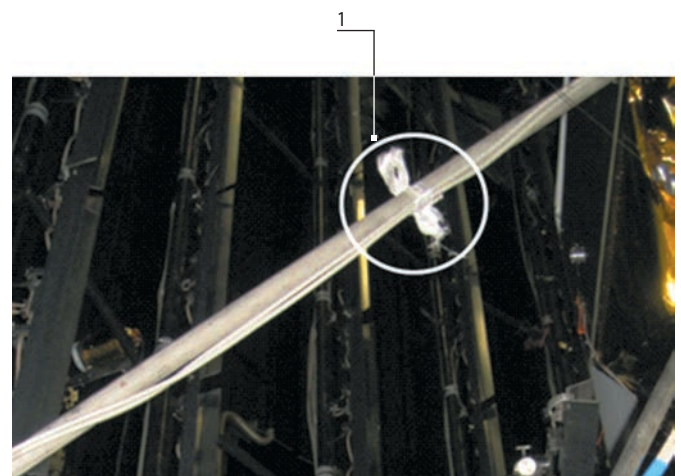
**рисунок 9.** Обработка полученных изображений в графическом редакторе

Исследование загрязнений, находящихся на рабочих поверхностях образцов-свидетелей из кварцевого стекла, зафиксированных с помощью микроскопа марки Digi Micro Prof с суммарным 20-кратным оптическим увеличением, позволило сформировать таблицы, в которых представлены характерные виды загрязнений и их количество. Такое оптическое увеличение является максимально возможным для помещения в кадр изображения шестиугольной ячейки. Для большего оптического увеличения необходимо разбивать рабочую поверхность на шестиугольные ячейки меньшего размера, что приводит к неопределённости принадлежности нитей ячейкам из-за пересечения ими границ сразу нескольких ячеек. Поэтому размеры шестиугольных ячеек (см. рисунок 7) были выбраны в соответствии с приемлемой величиной оптического увеличения.

Измерение размеров загрязнений производилось средствами векторного графического редактора. Такой выбор позволяет увеличивать (без существенных потерь в качестве) цифровые изображения до приемлемого уровня, что необходимо при поиске и образмеривании загрязнений. Для образмеривания загрязнений в виде нитей сложной формы использовался метод нанесения контурных линий, показывающих форму объекта – абрис. В случае выхода загрязнения за границы шестиугольной области изображение редактировалось и сохранялось на рисунках с захватом области выступа загрязнений. При этом загрязнение

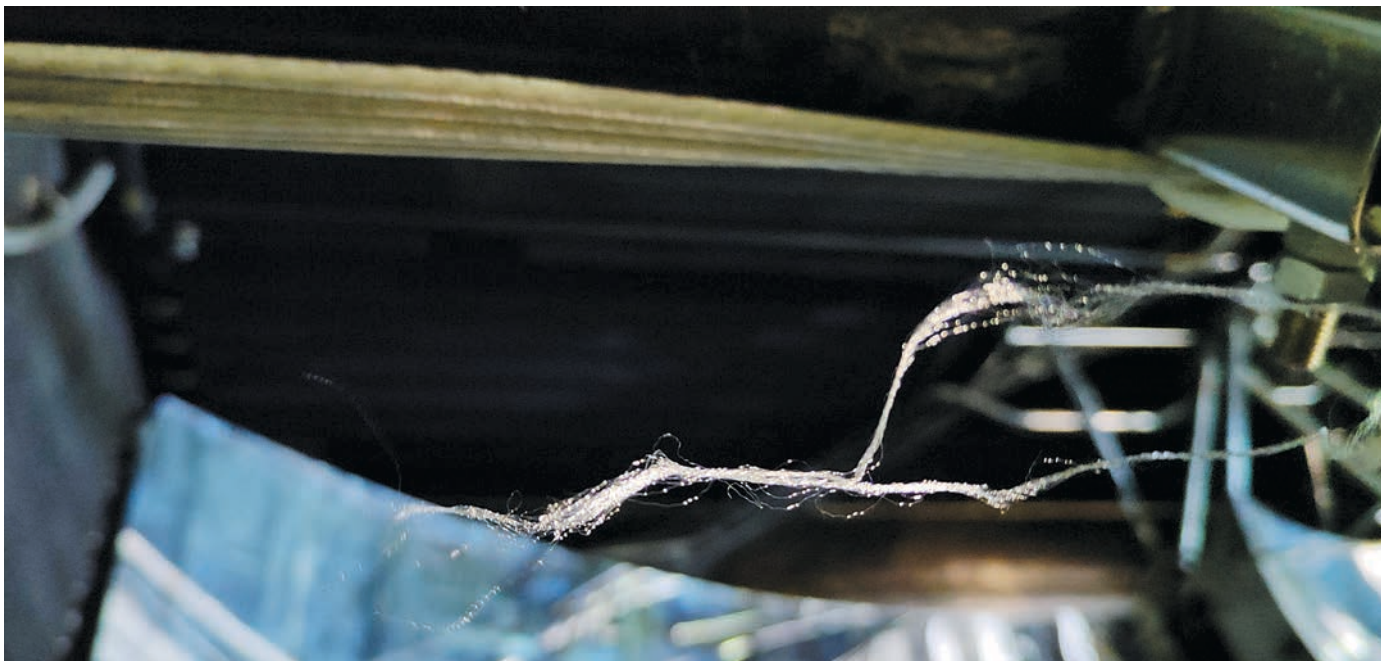
считалось принадлежащим тому кадру, в котором находилась его основная часть (поэтому выступающая часть загрязнения, учтённая в одном кадре, в другом кадре не учитывалась).

Как показано на рисунке 8, отснятый кадр путём симметричного изменения его размеров помещался в вычерченный в графическом редакторе правильный шестиугольник, имеющий точные размеры. Таким образом достигалось получение точного размера загрязнений при их обведении средствами



1 – узел крепления проводов к штанге.

**рисунок 10.** Крепление проводов ИКИ к технологическим штангам с помощью лент стеклоткани



**рисунок 11.** Увеличенный вид края ленты из стеклоткани

графического редактора. На поверхности кварцевого стекла присутствовали дефекты в виде царапин, сколов и включений, которые схожи со светлыми нитевидными загрязнениями (например, нитями из стеклоткани), в связи с чем для исключения ошибок при анализе проводилось повторное фотографирование каждого кадра после удаления с его поверхности загрязнений. При подсчёте количества загрязнений сравнивались оба кадра, и таким образом дефекты кварцевого стекла (например, обозначенные цифрой 4 на рисунке 8) в подсчёте загрязнений не учитывались.

При образмеривании загрязнений в виде пятен и частиц определялся их максимальный размер в пределах пятна или частицы. Возможности векторного графического редактора, использовавшегося для образмеривания загрязнений, позволяли для увеличения точности производить многократное увеличение размеров изображения кадра поверхности без снижения качества снимка.

Загрязнения в виде нитей и ворсин, как показано на рисунке 9, обводились линиями в виде *B*-сплайна, после чего сплайны преобразовывались в кривую, что давало возможность определения их длины в свойствах объекта – кривой линии графического редактора.

Полученные размеры загрязнений фиксировались и, после умножения их на коэффициент масштаба, равный для настроенных параметров 50 (1 мм изображения в графическом редакторе соответствовал 1/20 мм или 50 мкм размера исходного объекта), определялся точный размер загрязнения в мкм, который заносился в таблицу.

### 3. Результаты исследований загрязнения с использованием образцов-свидетелей из кварцевого стекла

Общая сканируемая площадь поверхности одного образца-свидетеля равна:

$$S = \frac{3 \cdot \sqrt{3}}{2} \cdot a^2 \cdot N, \quad (1)$$

где  $a=0,004$  – длина стороны шестиугольника (м);  $N=19$  – число шестиугольников на плёнке в пределах поверхности образца-свидетеля;  $S=789,8 \text{ мм}^2 \approx 0,00079 \text{ м}^2$ .

Среднее количество загрязнений, приходящихся на  $1 \text{ м}^2$  площади поверхности изделия, равно:

$$Z_{cr,i,n} = \frac{(\sum Y_i)_n}{S}, \quad (2)$$

где  $\sum Y_i$  – подсчитанное суммарное количество загрязнений  $i$ -го размера, приходящихся на  $n$ -й образец-свидетель.

Среднестатистические данные по количеству загрязнений  $i$ -го размера, пересчитанные на всю экспонируемую площадь поверхности датчиков, равны:

$$Z_{cr,i} = \sum_n Z_{cr,i,n}. \quad (3)$$

Типичное среднестатистическое распределение загрязнений, полученное после проведения ТВИ на основе формул (1)–(3), показано в таблице.



Загрязнения вида «А» – это нити, волокна и ворсины, длина которых в 60...100 раз превышает их среднюю толщину. Загрязнения вида «Б» – это пятна, частицы, для которых данные по загрязнению сравниваются с нормативами на чистоту. Ввиду того, что средняя толщина длинных ворсинок (загрязнения типа «А») меньше 10 мкм, эффективная площадь, занимаемая ворсинкой (нитью) длиной 600 мкм, составляет примерно менее 6000 мкм<sup>2</sup>.

Для сравнения площадь, занимаемая округлой частицей радиусом 50 мкм (количество которых не ограничивается в нормативе на чистоту), составляет 7854 мкм<sup>2</sup>, что больше, чем эффективная площадь нити (ворсинки). Поэтому находящиеся на поверхности ворсинки длиной менее 600 мкм (в обнаруженных при испытаниях количествах) не должны существенно повлиять на работу оптических покрытий. В данных ТВИ характер загрязнений типа «А» указывал на преобладание нитей из стеклоткани в качестве загрязнений на поверхности образцов-свидетелей из кварцевого стекла. На рисунке 10 фото узла крепления проводов ИКИ к штанге с помощью ленты из стеклоткани. На рисунке 11 показан увеличенный вид края ленты из стеклоткани узла крепления.

В качестве мер для повышения чистоты поверхностей объектов при проведении последующих испытаний на объектах аналогичного назначения было рекомендовано:

- ограничить использование стеклотканевых лент в качестве обвязочного материала на объектах при подготовке их к испытаниям в вакуумной камере;
- допускать стеклотканевую ленту с подготовленными, оформленными кромками.

Данные рекомендации были учтены при последующих ТВИ. После этого количество загрязнений данного типа снизилось более чем в 1,5 раза.

Как показывает анализ конструкции исследуемых КА (Иванков А.А. и др., 2020) и применяемых конструкционных материалов и покрытий, наибольший вклад как в газовую, так и в пылевую составляющую вносят пакеты ЭВТИ. Это также подтверждается видом и характерным составом загрязнений, обнаруженных с помощью применяемых методов исследования загрязнений.

## заключение

В работе приведены основные методы измерения и контроля чистоты поверхности КА при проведении ТВИ. Установлено, что три рассмотренных метода контроля дополняют друг друга и в зависимости от конкретных условий (особенностей конструкции объекта испытания, начальной чистоты поверхностей объекта и технологического оборудования,

общей продолжительности испытаний и т.д.) определяется целесообразность использования того или иного метода.

Подробно рассмотрена новая методика определения, регистрации и измерения загрязнений, применённая для одного из способов с помощью образцов-свидетелей из кварцевого стекла. Наглядно продемонстрирована необходимость проводимых измерений (рисунки 5, 8 и таблица). Регистрация загрязнений с использованием образцов-свидетелей из кварцевого стекла выявляет типы загрязнений (полупрозрачные загрязнения из стеклоткани и пятна), трудно определяемые остальными методами измерений. Кроме того, как следует из рисунка 5, возможности данного способа измерений могут быть расширены для получения большего объёма результатов измерения путём использования УФ-подсветки при возникновении необходимых требований. Всё это свидетельствует о важных дополнительных возможностях разработанной методики и её надёжности как инструмента исследования параметров загрязнений рабочих поверхностей КА и их модулей.

## список литературы

Иванков А.А., Куриаков М.Ю., Твердохлебова Е.М. Расчётное исследование собственной внешней атмосферы космических аппаратов разработки АО «НПО Лавочкина» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 30-37.

Иванов Н.Н., Добрица Д.Б., Яценко Б.Ю. Новый способ автоматизированного контроля запылённости внешней атмосферы космического аппарата при тепловакуумных испытаниях // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 3. С. 28-34.

Клишин А.Ф. Методы исследования параметров загрязнения оптических поверхностей объекта по результатам его ТВИ // Труды XXXII академических чтений по космонавтике. М.: Комиссия РАН, 2008. С. 472-473.

Паришина Е.Б., Клишин А.Ф. Определение параметров собственной внешней атмосферы КА и его модулей при проведении ТВИ // Труды XXXII академических чтений по космонавтике. М.: Комиссия РАН, 2009. С. 492-493.

Рыжов Ю.А. Внешняя атмосфера летательных аппаратов и ее взаимодействие с элементами конструкции // Сб. науч. трудов МАИ. Динамика разреженных газов и молекулярная газовая динамика. М.: Изд-во МАИ, 1988. С. 3-27.

*Статья поступила в редакцию 11.12.2023*

*Статья после доработки 12.12.2023*

*Статья принята к публикации 12.01.2024*

## ВЛИЯНИЕ ЗАКРУТКИ РЕАКТИВНОГО ПЕНЕТРАТОРА НА ПАРАМЕТРЫ ЕГО ДВИЖЕНИЯ В ЛУННОМ ГРУНТЕ

## THE INFLUENCE OF THE ROTATION OF THE REACTIVE PENETRATOR ON THE PARAMETERS OF ITS MOVEMENT IN LUNAR SOIL

**Е.В. Гусев<sup>1</sup>,**  
кандидат технических наук,  
csg-gus@mail.ru;

**E.V. Gusev**

**В.А. Заговорчев<sup>1</sup>,**  
доцент,  
кандидат технических наук,  
zagovorchev@mail.ru;

**V.A. Zagovorchev**

**В.В. Родченко<sup>1</sup>,**  
профессор,  
доктор технических наук,  
rodchenko47@mail.ru;

**V.V. Rodchenko**

**Э.Р. Садретдинова<sup>1</sup>,**  
доцент,  
кандидат технических наук,  
elnara-5@mail.ru;

**E.R. Sadretdinova**

**Е.А. Шипневская<sup>1</sup>,**  
магистр,  
Shipnevskaya.E@gmail.com;

**E.A. Schipnevskaya**

*В статье рассматриваются вращающиеся вокруг своей оси пенетраторы, способные двигаться в грунтах с высокой скоростью как за счёт кинетической энергии, так и благодаря тяге ракетного двигателя твёрдого топлива. Цель работы состоит в оценке влияния закрутки продуктов сгорания в камере ракетного двигателя твёрдого топлива на рабочие характеристики пенетратора, влияющие на устойчивость его движения в грунте и глубину проникания.*

*Ключевые слова:*  
пенетратор;  
закрутка;  
лунный грунт;  
скорость движения.

*The article discusses penetrators rotating around their axis, capable of moving in soils at high speed both due to kinetic energy and due to the thrust of a solid fuel rocket engine. The purpose of the work is to assess the influence of the swirling of combustion products in the chamber of a solid fuel rocket engine on the performance characteristics of the penetrator, affecting the stability of its movement in the ground and the depth of penetration.*

*Key words:*  
penetrator;  
swirl;  
lunar soil;  
speed of movement.

DOI: 10.26162/LS.2024.63.1.008

### ВВЕДЕНИЕ

Одним из возможных способов изучения свойств грунтов как Земли, так и других небесных тел является использование проникающих устройств, называемых пенетраторами и содержащих полезную нагрузку в виде приборного отсека с научной аппаратурой для определения физико-механических свойств грунтов и кинематических характеристик проникания. Необходимым условием их функциони-

рования является проникание на требуемые глубины, что для инерционных пенетраторов сопряжено с большими перегрузками, превышающими ускорение свободного падения (для Луны  $g=1,62$  м/с) в несколько тысяч раз и лежащими за пределами допустимых значений для приборных отсеков.

Возможным путём снижения перегрузок, действующих на приборный отсек, является установка

<sup>1</sup> ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, Москва.

Moscow Aviation Institute (National Research University), Russia, Moscow.

на пенетраторы ракетных двигателей (например, ракетных двигателей твёрдого топлива), вектор тяги которых совпадает с направлением движения пенетратора (Мамонтов М.А. и др., 1975).

В частности, проведённые в Московском авиационном институте работы, выполняемые в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования РФ, показали, что для исследования поверхностных слоёв Луны и других планет Солнечной системы целесообразно применять инерционные пенетраторы, сбрасываемые с посадочного модуля на участке спуска с орбиты планеты и использующие для проникания в грунты имеющуюся кинетическую энергию (Михайлов В.В., 1977). Глубина проникания при этом зависит от массогабаритных характеристик пенетратора и скорости его входа в грунт, ограниченной уровнем допустимых перегрузок.

Для инерционного пенетратора массой  $M_{\text{п}}=20$  кг, диаметром  $D_{\text{п}}=0,2$  м и с уровнем допустимых перегрузок  $n_x=5000\dots 10000$  при входе его в лунный грунт ( $K_{\text{пр}}=5,5*10^{-6}$  м<sup>2</sup>/с/кг – коэффициент, характеризующий свойства преграды и определяемый опытным путём (Заговорчев В.А. и др., 2019)) предельные скорости входа будут лежать в диапазоне  $V_{\text{вх}}=195\dots 390$  м/с, а глубина проникания в грунтовое полупространство составит  $L=0,9\dots 1,8$  м. Использование на пенетраторе твёрдотопливного двигателя позволяет увеличить допустимую скорость входа пенетратора в грунт за счёт снижения действующих на него перегрузок и тем самым увеличить глубину проникания (Михайлов В.В., 1977). В частности, для рассматриваемого в качестве примера пенетратора массой  $M_{\text{п}}=20$  кг наличие двигателя с массой твёрдого топлива  $M_{\text{т}}=5$  кг позволяет повысить допустимую скорость входа и глубину проникания пенетратора в грунт в 1,5–2 раза.

Организуя процесс проникания пенетратора таким образом, чтобы тяга твёрдотопливного двигателя была в два раза выше статистического сопротивления грунта, можно существенно увеличить глубину проникания пенетратора. При этом в частном случае возможен запуск пенетратора с нулевой скоростью входа в грунт. Для рассматриваемого в работе примера каждый килограмм топлива обеспечивает увеличение глубины проникания пенетратора на 0,5 м (Михайловский Ю.В. и др., 1982).

Если в момент входа пенетратора в грунт обеспечить включение двигателя с тягой, направленной в сторону движения пенетратора и равной по величине силе сопротивления грунта, то перегрузка, действующая на полезную нагрузку, будет равна нулю. Таким образом, используя взрывореактивные твёрдотопливные двигатели, возможно создать высокоскоростные инерционные пенетраторы глубокого проникания, обеспечивающие приемлемый уровень действующих перегрузок (Михайлов В.В., 1977).

## 1. Постановка задачи

Во многих работах (Велданов В.А. и др., 1998; Бивин Ю.К. и др., 2010; Коронатов В.А., 2022; Гравченко Ю.А. и др., 2021; Матвеев Ю.А., 2022; Подченко В.В. и др., 2019; Заговорчев В.А. et al., 2019; Заговорчев В.А., 2018), посвящённых прониканию осесимметричных твёрдых тел в грунтовые среды, показано существенное влияние величины условной скорости вращения вокруг собственной оси на устойчивость его движения в грунте и глубину проникания.

В настоящей работе рассматриваются вращающиеся вокруг своей оси пенетраторы, способные двигаться в грунтах с высокой скоростью как за счёт кинетической энергии, так и благодаря тяге ракетного двигателя твёрдого топлива (РДТТ). Цель настоящего исследования состоит в оценке влияния закрутки продуктов сгорания на основные рабочие характеристики ракетного двигателя твёрдого топлива.

Вращающиеся РДТТ широко используются в качестве силовых установок различного типа артиллерийских и реактивных снарядов. Главной особенностью их применения является вращение на активном участке с большими угловыми скоростями с целью обеспечения гироскопической устойчивости при полете. Если число оборотов, которое получает вращающийся грунтовый реактивный аппарат диаметром от 100 до 500 мм, составляет от 10 до 30 тысяч оборотов в минуту, то на внутренней стенке камеры сгорания таких двигателей значения тангенсальной скорости достигают величин  $V_{\phi}=80\dots 800$  м/с (Гостинцев Ю.А., 1969).

Быстрое же вращение двигателя, вызывающее вращение продуктов сгорания в камере работающего РДТТ, приводит к изменению:

- условий горения воспламенителя и основного заряда, находящихся в поле действия центробежных сил;
- газодинамических условий горения и истечения продуктов сгорания;
- условий тепло- и массообмена;
- факторов, влияющих на скорость горения;
- полей давления, плотности и температуры продуктов горения, вовлечённых во вращательное движение;
- основных тяговых и энергетических характеристик двигателя вследствие его вращения.

## 2. Расчётная модель для определения параметров вращающегося газа

Согласно теории Колмогорова – Обухова локальное строение мелкомасштабной развитой турбулентности в значительной степени описывается универсальными закономерностями. Доказано, что

в области достаточно малых масштабов господствует универсальный режим, практически стационарный и однородный. При больших характерных размерах течения по сравнению с размерами камеры сгорания турбулентность и вязкость можно не учитывать. В данном подходе изучаются не все характеристики, а только самые важные для практики – средние скорости газовых потоков в канале вращающегося РДТТ.

Для получения закономерностей течения вращающихся продуктов сгорания в камере твёрдотопливного двигателя в качестве расчётной модели целесообразно рассмотреть действие центробежных сил на элементарный объём газа, заключённый в единичный параллелепипед (рисунок 1).

Будем считать, что газ вращается с постоянной круговой скоростью  $\omega$ , а радиальные и осевые градиенты малы, т.е. поле осевых скоростей равномерно.

В этом случае центробежная сила, действующая на параллелепипед с гранями  $1 \times 1 \times dr$ , будет равна:

$$dF = \omega^2 r dr. \quad (1)$$

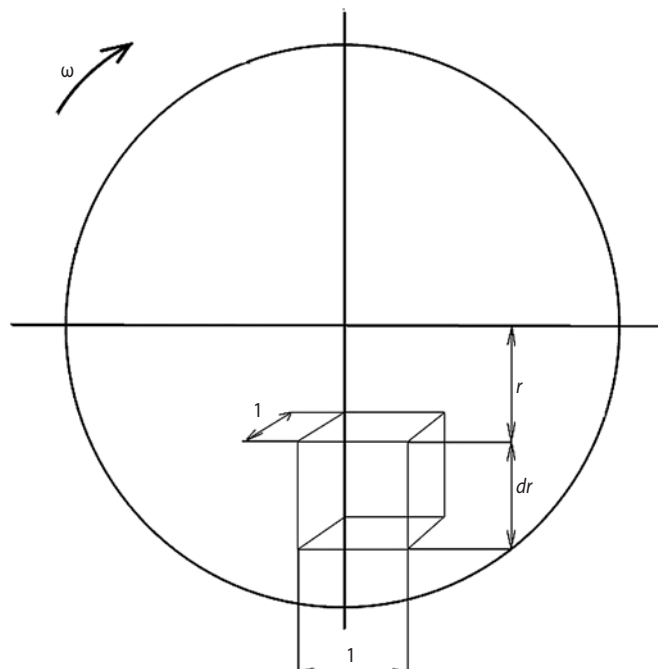
Поскольку центробежная сила действует на единицу площади, то она имеет размерность давления, т.е. на частицы газа выделенного объёма  $1 \times 1 \times dr$  (при  $dr \rightarrow 0$ ) будет действовать дополнительное давление (Мухайловский Ю.В., 1984):

$$dF = dp. \quad (2)$$

Из уравнения состояния газа

$$\rho = \frac{p}{RT}, \quad (3)$$

поэтому (1) с учётом (2) и (3) можем записать в виде



**рисунок 1.** Расчётная схема для определения основных закономерностей течения, где  $r$  – радиальная координата

$$dp = -\frac{\omega^2 p}{RT} r dr. \quad (4)$$

Учитывая, что течение газа в камере двигателя адиабатное:

$$\frac{T}{p^{\frac{k-1}{k}}} = \text{const}, \quad (5)$$

после логарифмирования и дифференцирования (5) имеем

$$\frac{dT}{T} = \frac{k-1}{k} \frac{dp}{p}. \quad (6)$$

Подставляя в (6)  $dp$  из (4), получим:

$$\frac{dT}{dr} = \frac{k-1}{k} \frac{\omega^2 r}{R}, \quad (7)$$

где  $R = C_p - C_v = C_p \left(1 - \frac{1}{k}\right) = C_p \frac{k-1}{k}$  – газовая постоянная.

Тогда

$$dT = \frac{\omega^2}{C_p} r dr. \quad (8)$$

Интегрируя (8) в пределах  $T_0$  до  $T_r$  и от 0 до  $r$ , имеем

$$T_r = T_0 + \frac{\omega^2 r^2}{2C_p} \quad \text{или} \quad \frac{T_r}{T_0} = 1 + \frac{\omega^2 r^2}{2C_p T_0}, \quad (9)$$

где  $T_0$  и  $T_r$  – температура газа в центре и на стенке двигателя соответственно;

$C_p = \text{const}$  – теплоёмкость газа при постоянном давлении;

$2C_p T_0 = V_{\text{max}}^2$  – квадрат идеальной достигаемой скорости газового потока;

$\omega^2 r^2 = V_{\phi}^2$  – потенциальная скорость газового потока у стенки камеры двигателя.

Формула (9) может быть представлена в виде:

$$\frac{T_r}{T_0} = 1 + \alpha^2,$$

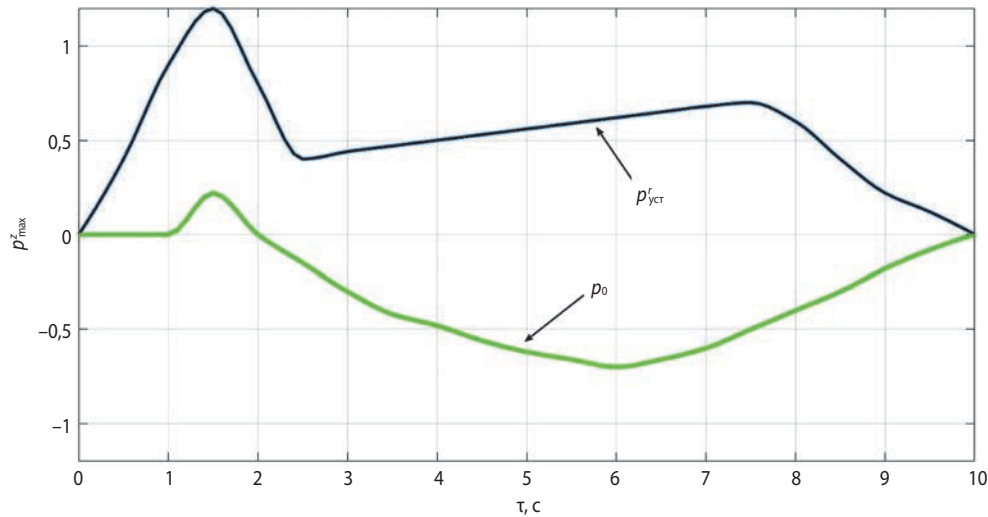
где  $\alpha = \frac{V_{\phi}}{V_{\text{max}}}$  – степень закрутки газового потока.

С учётом условия (5) (процесс адиабатный) имеем

$$\frac{p_r}{p_0} = (1 + \alpha^2)^{\frac{k}{k-1}}; \quad \frac{\rho_r}{\rho_0} = (1 + \alpha^2)^{\frac{1}{k-1}}. \quad (10)$$

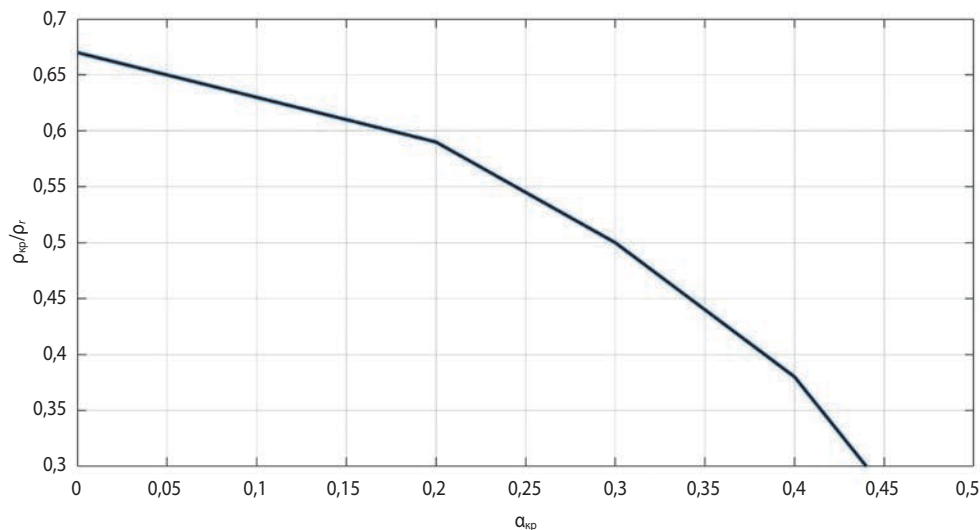
Полученные зависимости (9)–(10) позволяют рассчитывать основные параметры течения вращающегося газа в любом поперечном сечении потока.

Зависимости показывают, что по мере роста степени закрутки перепад между температурой, давлением и плотностью газа у стенки и по оси камеры двигателя растёт и принимает существенную величину.



$p_{\max}^r$  – максимальное давление на стенки камеры;  
 $p_{уст}^r$  – установившееся давление у стенки;  
 $p_0$  – давление газового потока по оси камеры.

**рисунок 2.** Осциллограмма изменения давления в камере  $p(\tau)$



**рисунок 3.** Зависимость  $\frac{\rho_{кр}}{\rho_r}$  от степени закрутки  $\alpha_{кр}$

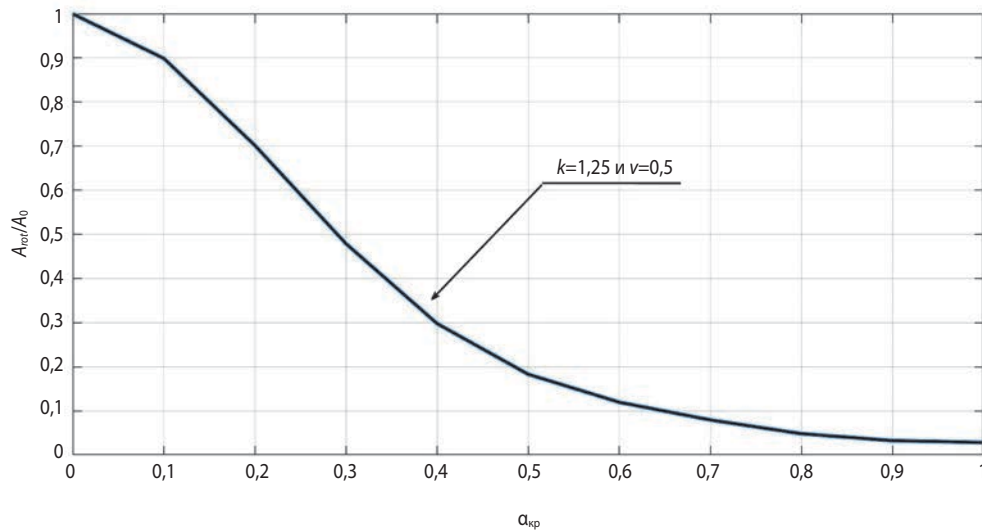
Продукты горения твёрдого топлива в камере сгорания ракетных двигателей обычно частично ионизируются как за счёт расщепления нейтральных частиц при соударении друг с другом, так и за счёт взаимодействия газового потока со стенками камеры сгорания. Однако при температурах порядка 2000...3000 К параллельно с ионизацией в газовом потоке происходит обратный процесс превращения ионов и электронов в нейтральные частицы. В работе принято допущение, что в установившемся течении газа процессы ионизации и деионизации уравниваются друг друга и при данной температуре число ионов, электронов и нейтральных молекул является вполне определённым (Серебряков М.Е., 1962).

На рисунке 2 показана осциллограмма изменения давления в камере  $p(\tau)$ , полученная в результате проведения экспериментов при  $\alpha_{кр}=0,7$  для двигателя с вращающимся потоком (Гостинцев Ю.А., 1969). Кривые, представленные на рисунках 3, 4 и 5, рассчитаны по предложенной методике.

### 3. Влияние процесса вращения газа на коэффициент расхода

Считая, что газ у стенки РДТГ вращающегося реактивного аппарата движется с той же тангенциальной скоростью, что и стенка камеры двигателя, определим

$$V_{\phi} = \omega R_k. \quad (11)$$



**рисунок 4.** Зависимость  $\frac{A_{rot}}{A_0}$  для различных значений  $\alpha_{kp}$

где  $\omega$  – угловая скорость вращения камеры двигателя;  $R_k$  – радиус камеры сгорания;  
 Параметр закрутки при этом будет

$$\alpha = \frac{V_\phi}{V_{max}} = \frac{\omega R_k}{\sqrt{2C_p T_0}} = \frac{\omega R_k}{a_0 \sqrt{\frac{2}{k-1}}}, \quad (12)$$

где  $a_0 = \sqrt{gkRT_0}$  – скорость звука.

Используя зависимость  $V_\phi R_k = V_{\phi kp} r_{kp} = const$ , можно определить параметр закрутки в критическом сечении сопла следующим образом:

$$\alpha_{kp} = \frac{V_{\phi kp}}{V_{max}} = \frac{V_\phi R_k}{V_{max} r_{kp}} = \alpha \frac{R_k}{r_{kp}}. \quad (13)$$

Или, подставляя в (13)  $\alpha$  из (12), будем иметь

$$\alpha_{kp} = \frac{\omega R_k^2}{a_0 \sqrt{\frac{2}{k-1}} \cdot r_{kp}} = \frac{\omega R_k^2}{\sqrt{RT_0 g \frac{2k}{k-1}} \cdot r_{kp}}. \quad (14)$$

Величина  $\alpha_{kp}$  изменяется, как и  $\alpha$ , в пределах от 0 до 1. При этом отношения плотностей, давлений и температур в критическом сечении у стенки к этим же параметрам в камере у переднего дна у стенки следующие:

$$\begin{aligned} T_{kp r} &= \frac{T_r}{1 + \alpha_{kp}^2} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}, \\ p_{kp r} &= \frac{p_r}{(1 + \alpha_{kp}^2)^{\frac{2k}{k-1}}} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}, \\ \rho_{kp r} &= \frac{\rho_r}{(1 + \alpha_{kp}^2)^{\frac{2}{k-1}}} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}. \end{aligned} \quad (15)$$

Здесь  $T_{kp r}, p_{kp r}, \rho_{kp r}$  – температура, давление и плотность потока на стенке сопла в критическом сечении;  $T_r, p_r, \rho_r$  – температура, давление и плотность потока у переднего дна у стенки камеры.

На рисунке 3 показан график зависимости отношения плотности на стенке сопла к плотности у переднего днища камеры, из которого видно, что с увеличением степени закрутки газового потока в критическом сечении сопла отношение плотностей резко уменьшается.

При истечении продуктов сгорания из сопла вращающегося двигателя коэффициент расхода  $A_{rot}$  может быть определён из известного соотношения (Райзберг Б.А. и др., 1972):

$$\frac{A_0}{A_{rot}} = \left( \frac{p_{rot}^*}{p_0^*} \right)^{\frac{1}{1-\nu}}, \quad (16)$$

где  $p_0^*$  – давление торможения перед входом в сопло при  $\alpha_{kp}=0$ ;  $p_{rot}^*$  – давление торможения перед входом в сопло при вращении газа ( $\alpha_{kp}>0$ );  $\nu$  – показатель степени в законе скорости горения твёрдого топлива.

Отношение давлений  $\frac{p_{rot}^*}{p_0^*}$  будет определяться по формуле (10) для  $\frac{p_r}{p_0}$ :

$$\frac{p_{rot}^*}{p_0^*} = \left[ (1 + \alpha_{kp}^2) \frac{k}{k-1} \right]^{\frac{1}{1-\nu}}. \quad (17)$$

Разлагая в ряд и используя только два первых члена разложения, имеем

$$A_{rot} = A_0 \left( \frac{1}{1 + \frac{k}{k-1} \alpha_{kp}^2} \right)^{\frac{1}{1-\nu}}. \quad (18)$$

На рисунке 4 представлена зависимость  $\frac{A_{rot}}{A_0}$  для баллистического твёрдого топлива (при  $k=1,25$  и  $\nu=0,5$ ) от степени закрутки газового потока в критическом сечении сопла  $\alpha_{кр}^2$ . Из графика следует, что имеется существенное влияние степени закрутки газового потока на коэффициент расхода, который с увеличением степени закрутки резко уменьшается.

#### 4. Влияние процесса вращения газа на тепловые потери двигателя

Для определения относительных тепловых потерь двигателей вращающихся грунтовых реактивных аппаратов воспользуемся зависимостью (Заговорчев В.А. и др., 2019; Михайловский Ю.В., 1984), связывающей тепловые потери с параметром рабочего процесса:

$$Q \sim \alpha_{кв} \tau, \quad (19)$$

где  $\tau \sim p^{-\nu}$  – время горения заряда;

$$\alpha_{кв} \sim Re_c^{0,8} \sim p^{0,8\nu}; \quad (20)$$

$p$  – коэффициент теплопередачи при вынужденной конвекции;  $Q$  – полные тепловые потери;  $\nu$  – показатель степени в законе горения топлива;  $Re_c$  – число Рейнольдса невращающегося двигателя.

Относительные потери у вращающихся двигателей могут быть больше (при прочих равных условиях), чем у невращающихся РДТТ, но могут быть и меньше, если время работы двигателей не равны, т.е. когда не равны давления в камерах сгорания (Алемасов В.Е. и др., 1969; Белов Г.В. и др., 1974).

1. Для случая  $\tau = \tau_{rot}$ ;  $p_0 = p_{0rot}$ , полные тепловые потери

$$Q_0 \sim Re_c^{0,8}.$$

Согласно (Михайлов В.В., 1977)

$$Re_{crot} = Re_c (1 + tg^2 \alpha_{кр})^{0,4}. \quad (21)$$

Тогда относительные полные тепловые потери будут

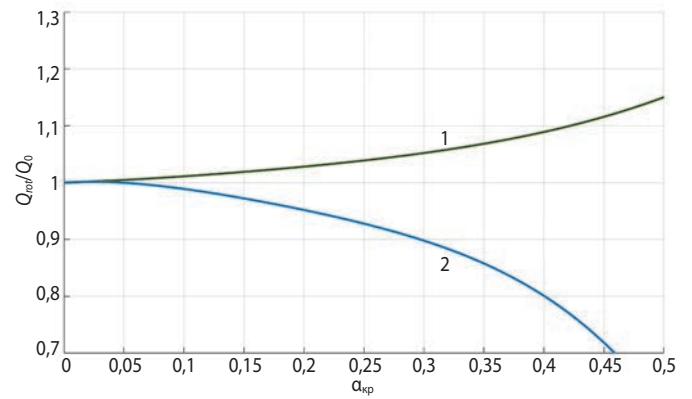
$$\frac{Q_{rot}}{Q_0} \sim (1 + tg^2 \alpha_{кр})^{0,4}, \quad (22)$$

где  $Q_{rot}$ ,  $Q_0$  – полные тепловые потери у вращающегося и невращающегося двигателя соответственно.

Если принять для не теплоизолированной стенки не вращающегося двигателя коэффициент теплопотерь по формуле

$$\chi_0 = 1 - \frac{0,16}{1 + 2\psi},$$

где  $\psi$  – относительная доля сгоревшего топлива, то для вращающегося двигателя



1 –  $\tau = \tau_{rot}$ ;  $p_0 = p_{0rot}$ ; 2 –  $\tau_{rot} < \tau$ ;  $p_{rot} > p_{кр}$ .

**рисунки 5.** Зависимости относительных тепловых потерь от степени закрутки газового потока

$$\chi_{rot} = 1 - \frac{0,16(1 + tg^2 \alpha_{кр})^{0,4}}{1 + \psi}.$$

2. Если у сравниваемых двигателей  $\tau_{rot} < \tau$  и  $p_{rot} > p_{кр}$ , то, используя (19) и (21), будем иметь

$$Q_0 \sim Re_c^{0,8} p_0^{-\nu}.$$

$$Q_{rot} \sim Re_c^{0,8} (1 + tg^2 \alpha_{кр})^{0,4} p_{кр}^{-\nu}.$$

С учётом (15)  $\frac{p_0}{p_{rot}} = \frac{1}{\left(1 + \frac{k}{k-1} \alpha_{кр}^2\right)^{\nu}}$ , имеем

$$\frac{Q_{rot}}{Q_0} = \frac{(1 + tg^2 \alpha_{кр})^{0,4}}{\left(1 + \frac{k}{k-1} \alpha_{кр}^2\right)^{\nu}}. \quad (23)$$

На рисунке 5 представлены зависимости  $Q_{rot}/Q_0$  от изменения степени закрутки  $\alpha_{кр}$  для 1 и 2 случаев теплообмена. Из графика видно, что у вращающихся двигателей (при соблюдении условий 2) тепловые потери всегда меньше (Гостинцев Ю.А., 1978; Заговорчев В.А. и др., 2020; Зельдович Я.Б. и др., 1963; Куров В.А. и др., 1961).

Аналогично первому случаю коэффициент тепловых потерь найдём по формуле:

$$\chi_{rot} = \frac{0,16(1 + tg^2 \alpha_{кр})^{0,4}}{\left(1 + \frac{k}{k-1} \alpha_{кр}^2\right)^{\nu} (1 + 2\psi)}.$$

Из полученных зависимостей видно, что при равных временах работы двигателя и равных средних давлениях в камере сгорания тепловые потери у вращающегося двигателя всегда больше, а суммарный импульс меньше. В случае неравенства давления и времени ( $\tau_{rot} < \tau$  и  $p_{rot} > p_0$ ) общие тепловые потери меньше у вращающегося двигателя, а суммарный импульс такого двигателя получается большим (Орлов Б.В. и др., 1968; Родченко В.В., 2009; Согомонян А.Я., 1974).

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В рамках проведённого исследования было решено несколько задач.

1. Предложена расчётная схема для определения основных закономерностей течения газового потока в камере двигателя при вращении грунтового реактивного аппарата.

2. Получены зависимости, позволяющие определить перепады температуры, давления и плотности вращающегося и невращающегося газового потока: 1 – в центре и на камере сгорания; 2 – у переднего дна и на стенке камеры в критическом сечении сопла.

3. Показано, что с повышением тангенциальной скорости газового потока (степени закрутки) величина перепадов всех параметров растёт.

4. Установлено, что с увеличением степени закрутки газового потока коэффициент расхода продуктов сгорания из камеры РДТТ существенно уменьшается.

5. Выявлено, что при равных временах работы двигателя и равных давлениях в камерах сгорания тепловые потери у вращающихся двигателей всегда больше, а суммарный импульс меньше. В случае неравенства давления и времени ( $p_{rot} > p_0$  и  $\tau_{rot} < \tau$ ) общие тепловые потери меньше у вращающегося двигателя, а суммарный импульс такого двигателя получается большим, что приводит к увеличению глубины проникания в грунт вращающихся грунтовых реактивных аппаратов.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф. Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1969. 464 с.

Белов Г.В. и др. Основы проектирования ракет. М.: Машиностроение, 1974. 255 с.

Бивин Ю.К., Симонов И.В. Механика динамического проникания в грунтовую среду // Механика твердого тела. 2010. № 6. С. 157-191.

Велданов В.А., Исаев А.Л. Использование технологий, основанных на ударно-проникающем воздействии // Двойные технологии. 1998. № 2. С. 50-64.

Гостинцев Ю.А. Расходные характеристики сопла при истечении винтового потока газа // Изв. АН СССР. МЖГ. 1969. № 4. С. 158-162.

Гостинцев Ю.А. К теории вихревых закрученных течений идеального газа в соплах Лавалья // Изв. АН СССР. МЖГ. 1978. № 2. С. 126-137.

Гравченко Ю.А., Козлов В.В., Кукушкин И.О. Модель процесса функционирования субъекта эксплуатации ракетно-космической техники // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2021. № 4. С. 69-76.

Заговорчев В.А., Родченко В.В. Расчет основных проектных параметров реактивного пенетратора для движения в лунном грунте // Изв. высш. учеб. заведений. Авиационная техника. 2019. № 4. С. 65-72.

Заговорчев В.А., Пронина П.Ф., Родченко В.В. Расчет основных проектных параметров и конструкция реактивного пенетратора для движения в лунном грунте // Изв. высш. учеб. заведений. Авиационная техника. 2020. № 4. С. 126-132.

Заговорчев В.А., Кыласов М.Я., Родченко В.В., Садретдинова Э.Р., Пронина П.Ф. Математическое моделирование процесса взаимодействия лунного реактивного пенетратора с грунтом // Научно-технический вестник Поволжья. 2018. № 10. С. 169-171.

Зельдович Я.Б. и др. Импульс реактивной силы пороховых ракет. М.: Оборонгиз, 1963. 190 с.

Коронатов В.А. Обобщение теории проникания в грунтовые среды при однократном ударе на случай вращающегося ударника // Системы. Методы. Технологии. 2022. № 1. С. 21-29.

Куров В.А., Должанский Ю.М. Основы проектирования пороховых ракетных снарядов. М.: Оборонгиз, 1961. 294 с.

Мамонтов М.А. и др. Теория тепловых двигателей. Ч. II. Тула: ТПИ, 1975. 234 с.

Матвеев Ю.А. Модели оценки безопасности (живучести) КА при разработке: системный подход // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2022. № 4. С. 29-38.

Михайлов В.В. Основы теории РДТТ. МО СССР, 1977. 58 с.

Михайловский Ю.В., Аксентьев С.Т. Проектирование и расчет РДТТ. ВМФ, 1982. 320 с.

Михайловский Ю.В. Расчет реактивного двигателя твердого топлива. МО СССР, 1984. 198 с.

Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю. Термодинамические и баллистические основы проектирования РДТТ. М.: Оборонгиз, 1968. 536 с.

Райзберг Б.А., Ерохин Б.Т., Самсонов К.П. Основы теории рабочих процессов в ракетных системах на твердом топливе. М.: Машиностроение, 1972. 384 с.

Родченко В.В. Основы проектирования реактивных аппаратов для движения в грунте. М.: МАИ-ПРИНТ, 2009. 359 с.

Согомонян А.Я. Проникание. М.: Изд-во МГУ, 1974. 298 с.

Серебряков М.Е. Внутренняя баллистика ствольных систем и пороховых ракет. М.: Оборонгиз, 1962. 705 с.

Родченко В.В., Заговорчев В.А., Садретдинова Э.Р., Пронина П.Ф. Применение реактивных пенетраторов для движения в лунном грунте // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2019. Т. 23, № 1. С. 56-63.

Zagovorchev V.A., Tushavina O.V. The use of jet penetrators for movement in the lunar soil // Incas Bulletin. 2019. № 1. P. 121-130.

Статья поступила в редакцию 26.12.2023

Статья после доработки 26.12.2023

Статья принята к публикации 26.12.2023



## АКТУАЛЬНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ МЕХАНИЗМОВ ПРОЕКТНОГО УПРАВЛЕНИЯ НА ПРЕДПРИЯТИЯХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

## RECENT APPROACHES OF IMPROVEMENT OF PROJECT MANAGEMENT MECHANISMS IN THE ROCKET AND SPACE INDUSTRY



**Ю.Н. Дементьева<sup>1</sup>,**  
кандидат экономических наук,  
*dementevaIUN@laspace.ru;*  
**Iu. N. Dementeva**

*В статье рассматриваются направления совершенствования механизмов проектного управления, осуществляемых в процессе реализации заказов на предприятиях ракетно-космической промышленности. Особое внимание уделено факторам, от которых зависит эффективность управления проектов. Отмечены конкретные действия для получения конкурентных преимуществ организации при развитии системы управления. Перечислены предложения и пути по преодолению главных посылов применения проектного управления. Также учтена важность применения организационно-методического инструментария при реализации проекта.*

*Ключевые слова:*

*проектное управление; эффективность; ракетно-космическая промышленность; выпускаемая продукция; ключевой показатель; производственный процесс; результат.*

DOI: 10.26162/LS.2024.63.1.009

Каждый новый проект – это материализация передовых идей и оригинальных решений, рождённых в результате творческого сотрудничества академических институтов и различных промышленных организаций, объединённых од-

*The article outlines approaches of improving the mechanisms of project management applied in the course of management activity at enterprises of the rocket and space industry. Attention is drawn to what the efficiency of project management depends on. Specific actions are noted to obtain competitive organization advantages in the development of the management system. The proposals and ways to overcome the main messages of the application of project management are listed. The importance of using organizational and methodological tools in the implementation of the project is also considered.*

*Keywords:*

*project management; efficiency; rocket and space industry; manufactured products; key indicator; production process; result.*

ной целью, поэтому особое внимание уделяется модернизации и налаживанию высокой эффективности управления проектной деятельностью (Ширшаков А.Е., Ефанов В.В., Мошнеев А.А., Шостак С.В., 2022).

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

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

Организация проектной деятельности в ракетно-космической промышленности (РКП) включает в себя комплекс гражданско-правовых отношений, заключённых на определённые сроки для выполнения действий, удовлетворяющих потребности лиц, обратившихся с заказами на создание интересующих их объектов РКП. Если физическое или юридическое лицо заключает с организацией совокупность договоров в границах какой-либо конкретной потребности, и они направлены только на этот объект, то складывающиеся гражданско-правовые отношения должны осуществляться в рамках одного проекта.

Взаимное выполнение мероприятий структурными подразделениями организации, связанными с заказами на выполнение работ, включает следующие виды деятельности:

- совокупность работ, имеющих практическое применение при создании новых изделий или технологий;
- создание и предоставление результатов интеллектуальной деятельности;
- выполнение конкретных действий, закреплённых в договоре между заказчиком и исполнителем, с выплатой вознаграждения исполнителю;
- устранение заводских недостатков, выявленных в течение гарантийного срока, а также пост-гарантийное обслуживание.

Отметим, что основная целевая установка, заложенная в системе проектного управления, отражает договорные отношения, связанные с изготовлением определённого ракетно-космического комплекса, системы или аппарата. Создание данного объекта выполняется по установленным либо усовершенствованным тактико-техническим характеристикам. Для этого определяются конкретные сроки исполнения работ и выделяются денежные средства в пределах бюджетных обязательств.

Эффективность проектного управления заключается в его преимуществах:

- улучшение количественных и качественных показателей, что подразумевает сокращение сроков реализации проекта, получение требуемых характеристик результатов, эффективное развитие;
- удобство управления, включающее наличие актуальной информации, закреплённые процессы взаимодействия между участниками, унифицированные шаблоны.

Проектное управление предоставляет возможность спланировать деятельность отделов и служб в организации, улучшает стратегические характеристики организации, исключает недостатки, мешающие достижению установленных целей (*Закутнев С.Е., Рыжов И.В., 2022*).

Основополагающими началами проектного управления являются:

- внутреннее единство, относительная автономность, независимость от внешней и внутренней среды;

- возложение личной, персональной ответственности по проектам в отдельности и по совокупности проектов в целом;
- побуждение к направленности на конечный результат реализации проекта;
- формализованное описание различных экономических явлений и процессов, что позволяет отвлекаться от второстепенных элементов и сосредоточиться на главных элементах системы и взаимосвязях;
- устранение нецелесообразного повторения процессов, чем увеличивается скорость выполнения запланированных операций;
- предвидение проявляющихся проблем, своевременное принятие решений, посредством которых устраняется отрицательное воздействие некоторых факторов;
- регулярность проектного управления и сведение его к определённому устойчивому алгоритму;
- постоянное совершенствование средств проектного управления.

Обратим внимание на то, что применение современных методов и средств проектного управления направлено на сокращение времени и инструментов, с помощью которых проекты и программы подлежат реализации (*Абидов М.Х., Исмаилова Ф.Н., 2018*).

В настоящее время проектное управление носит как федеральный, так и региональный характер. Главными посылами применения проектного управления являются следующие:

- отсутствие порядка выявления проблем в управлении;
- невысокая степень обладания навыками работы с современными системами управления;
- преобладающая направленность на процесс;
- нерациональное возложение личной ответственности за полученные результаты.

Данные обстоятельства обусловили необходимость выработки некоторых предложений или путей преодоления этого, в том числе:

1. Исключение случаев непринятия необходимых решений, от которых зависит выполнение договорных обязательств:

- путём разделения ответственности за принятие решений между участниками проекта;
- мотивировать доведение проекта до логического окончания без страха ошибиться в принятии решений;
- риск при принятии решений должен быть оценён и минимизирован;
- регулярное консультирование сотрудников при делегировании полномочий для наиболее эффективного принятия решений при реализации проекта.

2. Развитие систем управления, выполняющих регулирующие функции в границах периода создания

продукта и его выпуска в рыночную среду, добиваясь окупаемости проекта, на основании которого был создан этот продукт. Для эффективной реализации проектов необходим реинжиниринг бизнес-процессов предприятия, включающий ряд этапов, связанных с обоснованием, планированием, мотивацией, реализацией, проверкой соответствия и завершением проекта, что в свою очередь позволяет организациям получать новые конкурентные преимущества (Медведев А.В., 2016).

3. Применение технологии, основанной на следующих принципах:

- индикатор фактически достигнутых результатов должен измеряться количественно, что говорит о возможности его контроля и совершенствования;
- предсказуемость производственных процессов, что дает возможность прогнозировать конечные результаты;
- совместные усилия для достижения общей цели или задачи предоставляют возможность привлечения сотрудников для работы в команде;
- установление и оценка причин дефектов;
- мотивирование к совершенствованию;
- контроль, осуществляемый в последующих процессах.

Важным элементом в направлении совершенствования проектного управления в организациях РКП является оборудование места работы, которое включает следующие позиции:

- сортирование;
- соблюдение порядка (упорядоченное хранение необходимых предметов, которое позволяет быстро и просто найти их);
- содержание в чистоте рабочего места и опрятности;
- стандартизация;
- совершенствование (вырабатывание привычки безукоризненного следования правилам).

Вышеуказанная организация места работы подразумевает анализ всего, что располагается на нём. В том числе обращается внимание на предметы, инструменты и материалы по степени их необходимости, а также их применения. Сортирование предметов предполагает наиболее подходящее их расположение для своевременного их использования (Чистов И.В., Астахов В.Г., 2018).

Применяемый организационно-методический инструментарий имеет сходство с системой бережливого производства Кайдзен (японская система, направленная на постоянное совершенствование и саморазвитие, имеющее долгосрочный характер) (Кокорева О.О., Сасиев В.М., 2016).

Данная система основана на следующих утверждениях:

- совместные усилия для достижения общей цели или задачи. Все работники трудятся в интересах всего отдела, не ставя личное выше общественного.

Данное утверждение имеет наибольший вес среди всех принципов проектного управления;

- постоянное и комплексное развитие, предполагающее совершенствование сильных сторон характера работников, получение новых знаний, устранение недостатков, повышение уверенности и самооценки;
- использование в практической работе комплекса мотивационных программ, комфортных условий труда, различных систем стимулирования, выплат денежных пособий, программ страхования, кредитования;
- предложения по улучшению организации рабочего места или совершенствованию рабочего процесса. Сотрудникам следует заявлять свою позицию в отношении какого-либо вопроса. При этом занимаемая в организации должность для аргументации своей позиции не имеет значения.

4. Перераспределение функций при принятии решений и свободный доступ ко всей значимой информации в организации, в том числе:

- горизонтальное распределение задач, учитывая их множественность;
- вертикальное решение вопросов, предполагающее самостоятельные действия минуя руководство.

Полезно учесть, что в привычном регламенте принятие решений оторвано от рабочего процесса и осуществляется отдельно, однако в перепроектированном виде решения входят в состав самой производственной деятельности организации.

5. Применение числовых показателей, которые помогают измерить степень достижения целей или оптимальности процесса. Такими показателями являются результативность и эффективность.

Создание системы мотивации и оплаты труда направлено на более производительное выполнение задач, и это особенно касается предприятий РКП, т.к. позволяет создавать рабочие нормативы, планировать деятельность организации, оценивать продуктивность, эффективность и результативность деятельности. В связи с этим хотелось бы отметить систему Management by Objectives («управление по целям»). Её основоположником является известный учёный П. Друкер (Drucker Peter F., 2007).

6. Соревнования, тренинги и другие корпоративные мероприятия игрового формата, которые проводятся для сплочения коллектива. В связи с этим Э. Деминг в своей научной работе пояснил: «Наши проблемы не технические. Наши проблемы – социальные» (Деминг Э., 2019). Важно, чтобы работник стремился к коллективному результату деятельности организации, кроме своих персональных заслуг. В сплочении коллектива основным является создание взаимодействия между работниками. Побуждение к совместной работе сопутствует:

- развитию доверительных отношений;
- установлению внутренних связей горизонтального характера;
- эффективному применению сильных сторон коллектива.

7. Достижение профессиональной цели с помощью развития партнерских отношений. В данной атмосфере более успешно формируются команды, осуществляется независимая оценка, проводится оперативная работа, рассчитанная на ближайший результат, а не на длительный, возможно перспективный, план.

Таким образом, повышение эффективности проектного управления на предприятиях ракетно-космической промышленности возможно при соблюдении следующих мероприятий:

- упрощение и ускорение бюрократических процедур, оптимизация работы административного управления, развитие цифровых технологий и создание электронных сервисов;
- управление жизненным циклом продукции, в течение которого выполняется управление всей информацией о продукции и связанных с ней процессах – от проектирования и производства до снятия с эксплуатации;
- применение методологии управления проектами, ориентированной на исключение брака производственного;
- децентрализация принятия решений и свободный доступ ко всей значимой информации в организации;
- использование ключевых показателей эффективности;
- решение нестандартных задач и работа в команде;
- формирование команд, проведение работы на перспективу, обеспечение обратной связи, работа на результат.

Следует отметить, что в особо крупных, в том числе международных проектах, в работе принимает участие достаточно большое количество организаций и предприятий, образующих существенный перечень кооперации. Для грамотной организации совокупной работы требуются знания о совместной ранее проделанной работе, потенциал и предугадывание возможных ошибок, в том числе со стороны кооперации, для минимизации рисков и стоимости проектов. Например, при реализации международного проекта (Хартов В.В., Кудрявцев Ю.Е., Михайлов В.М., Можина Н.В. и др., 2022) с российской стороны в проекте были задействованы около двадцати организаций космической отрасли и Российской академии наук, с европейской стороны в проекте участвовали десятки организаций и предприятий. Было необходимо осуществление координации совместных усилий и оперативное решение вопросов по проекту.

Луна, Марс и Венера – три небесных тела так называемого «земного типа» в ближайшей окрестности Земли. Манит и более дальний космос – планеты-гиганты, малые тела Главного пояса астероидов, транснептуновые объекты. Несмотря на сложности в освоении и изучении нашей Солнечной системы при грамотном планировании и модернизации структуры аппарата проектного менеджмента предприятий существует вероятность воплощения проектов любого масштаба и дальности.

## **список литературы**

*Абидов М.Х., Исмаилова Ф.Н.* Проектное управление как новый механизм совершенствования системы управления в современных условиях хозяйствования // Сб. науч. статей 8-й Международной научно-практической конференции. 2018. С. 7-10.

*Деминг Э.* Менеджмент нового времени: Простые механизмы, ведущие к росту, инновациям и доминированию на рынке. М.: Альпина Паблишер, 2019. 192 с.

*Закутнев С.Е., Рыжов И.В.* Приоритетные направления в разработке системы управления качеством оборонной продукции // Экономика и предпринимательство. 2022. № 7. С. 1328-1331.

*Кокорева О.О., Сасиев В.М.* Применение философии Кайдзен для современного управления компаниями // Молодой ученый. 2016. № 26. С. 312-315.

*Медведев А.В.* Теоретические аспекты реинжиниринга бизнес-процессов современного предприятия // Экономика и предпринимательство, 2016. № 2-1. С. 786-790.

*Хартов В.В., Кудрявцев Ю.Е., Михайлов В.М., Можина Н.В. и др.* Сотрудничество АО «ЦНИИмаш» и АО «НПО Лавочкина» при реализации проекта по исследованию Марса «ЭкзоМарс» // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 57-64.

*Чистов И.В., Астахов В.Г.* Формирование эффективной системы управления производственными процессами на предприятиях оборонно-промышленного комплекса на основе принципов бережливого производства // Военный академический журнал. 2018. № 3. С. 136-141.

*Ширшаков А.Е., Ефанов В.В., Мошнеев А.А., Шостак С.В.* Уникальные проекты коллектива НПО имени С.А. Лавочкина (к 85-й годовщине предприятия) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 8-22. DOI: 10.26162/LS.2022.56.2.001.

*Drucker Peter F.* The Practice of Management, 1954. Русскоязычное издание: Практика менеджмента. М.: Вильямс, 2007. 400 с.

*Статья поступила в редакцию 17.11.2023*

*Статья после доработки 17.11.2023*

*Статья принята к публикации 10.01.2024*

## АНАЛИЗ ДИНАМИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ МАССИВНЫХ ДЕТАЛЕЙ, УСТАНОВЛЕННЫХ НА КОРПУСАХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ И РАЗГОННЫХ БЛОКОВ



**П.С. Григорьев<sup>1</sup>**,  
доцент, кандидат  
технических наук,  
grigorev.ps@laspase.ru;  
**P.S. Grigoriev**

Данная научная публикация посвящена изучению влияния массивных деталей, установленных на корпусе ракет-носителей и разгонных блоков, на уровни динамических нагрузок. Предлагается подход, основанный на теории оболочек, для определения нагруженности при воздействии вибраций. В частности, применяются уравнения типа Доннелла, основанные на теории пологих цилиндрических оболочек и полубезмоментной теории оболочек. Достоверность получаемых по предложенному подходу результатов подтверждена сравнительным анализом. Оценена жёсткость замкнутой цилиндрической оболочки, для которой ранее были получены экспериментальные значения деформации при воздействии локальной нагрузки. Результаты расчётов на локальную единичную нагрузку замкнутой цилиндрической оболочки методом конечных элементов показали удовлетворительную сходимость с экспериментальными данными. С помощью предложенного подхода авторы оценили жёсткость замкнутой цилиндрической оболочки, что позволило определить значения собственных частот и уровень динамической нагрузки при различных параметрах конструкции.

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

## DYNAMIC LOADS ANALYSIS OF MASSIVE PARTS MOUNTED ON LAUNCH VEHICLE AND UPPER STAGE BODIES



**В.В. Гончаров<sup>1</sup>**,  
кандидат  
технических наук,  
goncharovvv@mail.ru;  
**V.V. Goncharov**

The article is devoted to the study of the influence of massive parts mounted on launch vehicle and upper stage body on the dynamic load levels. An approach based on shell theory is proposed to determine the loading under vibration exposure. In particular, Donnell-type equations based on the theory of shallow cylindrical shells and semi-membran shell theory are applied. The validity of the results obtained by the proposed approach is confirmed by comparative analysis. The rigidity of a closed cylindrical shell, for which experimental values of deformation under local load were obtained earlier, was evaluated. The results of local unit load calculations of a closed cylindrical shell by the finite element method showed satisfactory convergence with the experimental data. With the use of the proposed approach, the authors evaluated the rigidity of the closed cylindrical shell, which allowed to define the values of natural frequencies and the level of dynamic load at different structure parameters.

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

Были рассмотрены оболочки с различными геометрическими параметрами. Дополнительно построены амплитудно-частотные характеристики деформаций, ускорений и коэффициента динамичности в местах установки массивных деталей. Результаты исследования могут быть использованы для повышения надёжности конструкции и улучшения условий эксплуатации корпусов ракет-носителей и разгонных блоков.

**Ключевые слова:** ракета-носитель; разгонный блок; прочность корпуса ракеты-носителя; динамическая нагруженность; теория оболочек; жёсткость цилиндрической оболочки.

DOI: 10.26162/LS.2024.63.1.010

## **ВВЕДЕНИЕ**

Корпуса ракет-носителей (РН) и разгонных блоков (РБ) испытывают динамические воздействия, обусловленные аэродинамическими, акустическими, гравитационными нагрузками и нагрузками, вызванными работой двигательных установок. В связи с этим, согласно требованиям нормативных документов (ГОСТ Р 56514–2015), при проектировании космических аппаратов проводят динамико-прочностные испытания, позволяющие оценить прочность конструкции под воздействием различных видов нагружения, в том числе динамических (Деменко О.Г., Бирюков А.С., Бордадымов В.Е., 2022; Мишин Ю.Н., Защиринский С.А., Новичков В.М., 2023). В процессе проектирования на корпуса ракет-носителей и разгонных блоков могут устанавливаться массивные детали, такие как: дополнительные топливные баки, модули для развёртывания спутников, изоляционные панели и т.д. На стадии проектирования необходимо оценивать их влияние на прочность их цилиндрической части. Например, на предприятии АО «НПО Лавочкина» разрабатываются и изготавливаются головные обтекатели, состоящие из носовой части в виде двойного конуса и цилиндрической части. На сегодняшний день существуют известные подходы для оценки нагруженности, частот и форм собственных колебаний замкнутых цилиндрических оболочек (Григорьев П.С., Беспалько С.В., Кодиров Н.С., 2023; Григорьев П.С., Суворова К.Е., 2017; Чан Фу Тхуан, Григорьев П.С., Суворова К.Е., 2018). Однако вопрос влияния вибрационных воздействий массивных деталей на цилиндрическую часть оболочки ракет-носителей и разгонных блоков в практике расчётного моделирования не рассматривался. Были даны лишь оценки влияния этих масс на колебания оболочки в целом (Серегин С.В., 2016; Серегин С.В., 2017). Экспериментальные оценки имели место при испытаниях различных типов оболочечных конструкций

*Shells with different geometric parameters were considered. Additionally, amplitude-frequency characteristics of deformations, accelerations and dynamic coefficient at the locations of massive parts were given. The results of the study can be used to increase structural reliability and improve the operational conditions of launch vehicle and upper stage bodies.*

**Key words:** launch vehicle; upper stage; strength of the launch vehicle body; dynamic loading; shell theory; cylindrical shell rigidity.

(Заруцкий В.А., 2001; Карташов А.А., Тумор С.В., Малашин А.А., 2017; Сысоев О.Е., Добрышкин А.Ю., Наинг Н.С., 2018).

Основная задача данной работы – предложить несложный вариант оценки вибрационных воздействий массивных деталей на цилиндрическую оболочку ракеты-носителя или разгонного блока. Для этого воспользуемся двумя уравнениями теории оболочек, которые хорошо зарекомендовали себя в практике расчётов на прочность (Леонов В.И., 1973). Первое уравнение основано на теории пологих цилиндрических оболочек, предложенной Доннеллом (Доннелл Л.Г., 1982). Второй вариант уравнения основан на полубезмоментной теории оболочек с применением разрешающего уравнения этого варианта теории (Григорьев П.С., Беспалько С.В., Кодиров Н.С., 2023) и записанном в форме классического уравнения Доннелла.

## **1. Материалы, модели, эксперименты и методы**

В поставленной задаче разрешающей функцией принято радиальное перемещение точек оболочек  $w(x, \beta)$ . Напомним, что уравнение Доннелла имеет вид

$$D\nabla^8 w + \frac{E \cdot h}{R^2} \cdot \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} = \nabla^4 q_z. \quad (1)$$

Второе используемое уравнение, выведенное нами, таково:

$$\frac{D}{R^4} \frac{\partial^4}{\partial \beta^4} \left( \frac{\partial^2}{\partial \beta^2} + 1 \right)^2 w + \frac{Eh}{R^2} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} = q_z \frac{\partial^2}{\partial \beta^2} \left( \frac{\partial^2}{\partial \beta^2} + 1 \right), \quad (2)$$

где  $q_z$  – радиальная (направленная нормально к срединной поверхности) распределённая нагрузка.

Уравнения удобны, т.к. априори можно сказать, что основные смещения массивного узла обусловлены

этим радиальными перемещениями  $w(x, \beta)$  кругового контура поперечного сечения цилиндра. Два других линейных смещения  $u(x, \beta)$  и  $v(x, \beta)$  очень малы, то есть радиальные перемещения  $w(x, \beta)$  точек площадки подвеса, естественно, будут основными. Для упрощения расчётных зависимостей желательно координатную ось  $X$ , ориентированную вдоль образующей, провести через центр площадки подвеса таким образом, чтобы ось делила пополам дуги, ограничивающие площадку подвеса. Иными словами, ширина площадки  $2R\beta_1$  делится на два равных участка  $R\beta_1$ . Это требуется для того, чтобы при аппроксимации перемещений сохранить симметрию относительно вертикального диаметра сечения, проходящего нормально к поверхности площадки контакта.

Расчётная схема цилиндрической части приведена на рисунке 1, и она позволяет строить решения вышеприведённых уравнений модели методом Бубнова – Галеркина (Awrejcewicz J., Kryszko A.V., 2003). Аппроксимируем перемещения  $w(x, \beta)$  в виде двойного тригонометрического ряда

$$w(x, \beta) = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=2}^{\infty} w_{mn} \sin\left(\frac{m\pi x}{L_u}\right) \cos(n\beta), \quad (3)$$

где  $w_{mn}$  – коэффициент ряда.

Эта аппроксимация соответствует выбранной ориентации осей координат и граничным условиям. Как уже отмечалось, по дуге сечения перемещение  $w(x, \beta)$  симметрично относительно диаметра, который перпендикулярен площадке контакта и проходит через её центр.

Преобразуем оба уравнения (1) и (2), используя приём Бубнова – Галеркина (Awrejcewicz J., Kryszko A.V., 2003). Осуществляем эту операцию, чтобы проверить применимость уравнения (2), так как оно новое и мало апробировано. Эта обработка с учётом выбранного выражения  $w(x, \beta)$  обеспечивает получение двух бесконечных систем независимых уравнений относительно коэффициентов рядов  $w_{mn}$  как для уравнений Доннелла, так и для уравнения типа Доннелла. Надо иметь в виду, что в уравнения (1) и (2) вместо  $q_z$  был подставлен ряд

$$q_z(x, \beta) = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=2}^{\infty} q_{mn} \sin\left(\frac{m\pi x}{L_u}\right) \cos(n\beta). \quad (4)$$

Будем предполагать, что вместо установленного массивного груза массой  $M$  в центр площадки подвеса приложена единичная сила интенсивностью  $q_z$ , которая будет определяться как

$$q_z = \frac{F}{2R(b-a)\beta_1}, \quad (5)$$

где  $F$  – единичная сила;

$R$  – радиус цилиндрической оболочки;

$a, b$  – линейные координаты установки массивного груза;

$\beta_1$  – угловая координата установки массивного груза.

Тогда при использовании метода Бубнова – Галеркина (Awrejcewicz J., Kryszko A.V., 2003) коэффициент ряда  $q_{mn}$  будет определяться как

$$q_{mn} = \frac{2 \left( \cos\left(\frac{m\pi a}{L_u}\right) - \cos\left(\frac{m\pi b}{L_u}\right) \right) F \sin n\beta_1}{Rmn\pi^2 (b-a)\beta_1}. \quad (6)$$

В результате математических операций дифференцирования уравнение Доннелла (1) сводится к бесконечной системе алгебраических уравнений

$$\left[ D \left( \left( \frac{n}{R} \right)^2 + \left( \frac{m\pi}{L_u} \right)^2 \right) + \frac{Eh}{R^2} \left( \frac{m\pi}{L_u} \right)^4 \right] w_{mn} = \left[ \left( \frac{m\pi}{L_u} \right)^2 + \left( \frac{n}{R} \right)^2 \right]^2 q_{mn}. \quad (7)$$

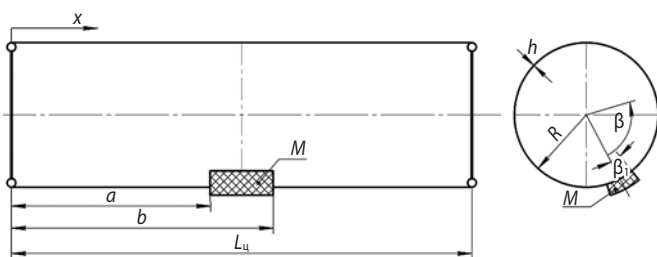
Использование уравнения полубезмоментной теории (2) приводит к алгебраическому уравнению

$$\left[ \frac{D}{R^4} n^4 (n^2 - 1)^2 + \frac{Eh}{R^2} \left( \frac{m\pi}{L_u} \right)^4 \right] w_{mn} = n^4 q_{mn}. \quad (8)$$

Из этих уравнений можно найти для обоих вариантов формулы для подсчёта коэффициента  $w_{mn}$ :

$$w_{mnД} = \frac{\left[ \left( \frac{m\pi}{L_u} \right)^2 + \left( \frac{n}{R} \right)^2 \right]^2 q_{mn}}{D \left[ \left( \frac{n}{R} \right)^2 + \left( \frac{m\pi}{L_u} \right)^2 \right]^4 + \frac{Eh}{R^2} \left( \frac{m\pi}{L_u} \right)^4}; \quad (9)$$

$$w_{mnВ} = \frac{n^4 q_{mn}}{\frac{D}{R^4} n^4 (n^2 - 1)^2 + R^2 Eh \left( \frac{m\pi}{L_u} \right)^4}. \quad (10)$$



**рисунок 1.** Расчётная схема оболочки с установленным на ней массивным грузом массой  $M$

Прогиб от единичной нагрузки есть гибкость оболочки в месте её приложения.

Если просуммировать ряды (3) с полученными коэффициентами (9) и (10) в точке с координатами центра площадки контакта подвеса, то можно сказать, что этими суммами будет определяться гибкость оболочки в центре площадки контакта. Определим прогиб от единичной нагрузки, подсчитанный для координаты  $x=(a+b)/2$  и  $\beta=0$ . Тогда

$$w = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=2}^{\infty} w_{mn} \sin\left(\frac{m\pi b+a}{L_u} \frac{a}{2}\right). \quad (11)$$

Следует отметить, что коэффициенты рядов перемещений в обоих случаях убывают быстрее, чем  $1/m^2n^2$  и ряды для оценки гибкости абсолютно сходящиеся. Очевидно, что в случае установки на оболочку котла нескольких деталей потребуются для каждой из этих установок вводить свою систему координат, а затем с соответствующим сдвигом по углу накладывать эти результаты на расчёты котла как конструкции, симметричной относительно среднего сечения оболочки относительно вертикального диаметра поперечного сечения. Эта схема работает как при статических воздействиях нагрузок, так и динамических, обусловленных колебаниями котла на опоре.

Понятие «площадка подвеса» введено для того, чтобы обеспечить более интенсивную сходимость ряда. Имея относительно небольшие размеры площадки, можно положить, что мы будем иметь прогиб близким к прогибу от единичной силы.

В случае несимметричного расположения относительно среднего сечения цилиндра в аппроксимации по длине следует учитывать все гармоники от 1 и выше. Они будут описывать несимметричную форму прогибов относительно среднего сечения цилиндра. При симметричном расположении площадки целесообразно учитывать только нечётные гармоники. Они аппроксимируют симметричную форму деформации по образующей.

Рассмотрим подвешиваемый массивный груз массой  $M$  как одномассовую динамическую систему с одной степенью свободы (Бабаков И.М., 2004). Для такой системы дифференциальное уравнение колебаний будет иметь вид

$$M\ddot{z} + \dot{z}\xi + \frac{z}{w} = 0, \quad (12)$$

где  $z$  – дополнительный прогиб из-за вибраций, накладываемый на прогиб  $w(x, \beta)$  от нагрузки;  $\xi$  – коэффициент затухания в материале.

Таким образом, на основе дифференциального уравнения (12) для рассматриваемого случая собственная частота вибраций будет определяться как

$$f = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{F}{Mw}}, \quad (13)$$

где  $F$  – единичная сила.

Для оценки частотных характеристик мест установки массивного груза на цилиндрическую оболочку выполним построение амплитудно-частотных характеристик (АЧХ) перемещений, ускорений и коэффициента динамичности при единичном возмущении, проложенном к центру места установки массивного груза. Для данной динамической системы выражение для построения АЧХ перемещений будет иметь вид

$$Z(\omega_b) = \left| \frac{(-j\omega_b\xi + C)\eta}{-\omega_b^2 M + j\omega_b\xi + C} \right|, \quad (14)$$

где  $\omega_b$  – значения вынужденных частот,  $\omega_b = 2\pi f_b$ ;

$\eta$  – единичное возмущение;

$C$  – жёсткость оболочки в месте установки массивного груза,  $C = F/w$ ;

$\xi$  – коэффициент затухания в материале, для рассматриваемого материала оболочки будем принимать  $\xi = 0,02\xi_{кр}$ ;

$j$  – мнимая единица.

Умножив выражение (14) на  $\omega_b^2$ , получим выражение для построения АЧХ ускорения. Тогда выражение для построения АЧХ коэффициента динамики будет иметь вид

$$K_d(\omega_b) = \frac{M\omega_b^2 Z(\omega_b)}{Mg}, \quad (15)$$

где  $g$  – ускорение свободного падения.

## 2. Результаты

Выполним расчёты с использованием уравнения (11) для случая с различными коэффициентами тригонометрического ряда (9) и (10) с целью определения оценки уровня вибрационного воздействия массивной детали на цилиндрическую оболочку.

Решение задачи будем проводить в два этапа. На первом этапе оценивается прогиб оболочки под воздействием единичной нагрузки. На втором – выполняется динамический анализ на основе дифференциального уравнения (12).

Для подтверждения достоверности результатов, получаемых на основе предложенного подхода, выполним сравнительную оценку результатов, полученных на основе вычислений методом конечных элементов, с экспериментальными данными, описанными в литературе (Никулин М.В., 1966; Шагувалеев К.Ф., 2007). Вследствие ограниченного количества необходимых экспериментальных данных применительно к оболочкам РН или РБ, рассмотрим



параметры оболочки, отличной от геометрических параметров корпусов ракет-носителей или разгонного блока. В частности, в литературе (Никулин М.В., 1966; Шагивалеев К.Ф., 2007) приводятся результаты экспериментального исследования прочности цилиндрической оболочки при действии локальных нагрузок. Параметры замкнутой цилиндрической оболочки и приложенные к ней нагрузки:  $L_{ц}=600$  мм;  $R=200$  мм,  $h=2$  мм,  $F=1,5$  кН; материал Я1Т с модулем упругости  $E=195$  ГПа.

В таблице 1 приведены значения прогибов, полученные на основе теории пологих цилиндрических оболочек  $w_d$ , полубезмоментной теории оболочек  $w_b$ , а также методом конечных элементов  $w_{МКЭ}$  и экспериментальным исследованием  $w_{эсп.}$

**таблица 1** – Результаты вычислений прогиба замкнутой цилиндрической оболочки под воздействием локальной сосредоточенной нагрузки

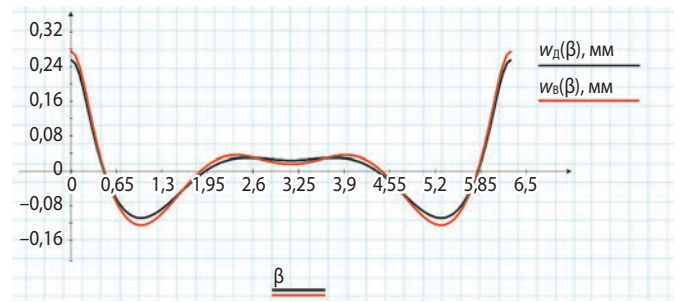
подход для оценки прогиба	прогиб оболочки $w$ , мм
теория пологих цилиндрических оболочек, $w_d$	0,75
полубезмоментная теория оболочек, $w_b$	0,76
метод конечных элементов, $w_{МКЭ}$	0,69
результаты эксперимента, $w_{эсп.}$	0,78

Как видно из таблицы 1, расхождение между результатами, полученными на основе уравнений теории оболочек, с результатами эксперимента, составило около 4%, а с методом конечных элементов – около 8%. Данные результаты можно считать удовлетворительными.

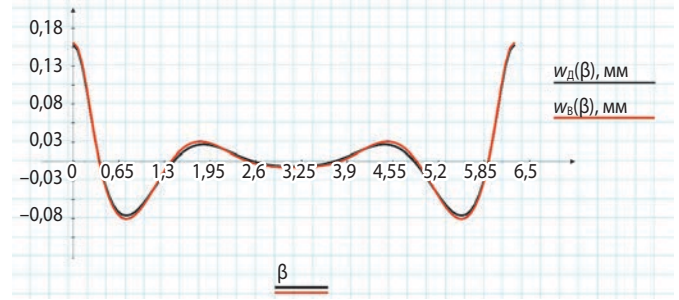
Далее приведём результаты расчётов прогибов от единичной силы в 1 кН для замкнутых цилиндрических оболочек с различными геометрическими параметрами (таблица 2), и рассмотрим случай установки на цилиндрическую оболочку массивного груза с площадкой крепления 250×250 мм. В таблице 2 приведены геометрические параметры рассматриваемых оболочек.

**таблица 2** – Параметры оболочек, используемых в расчёте

параметр	варианты оболочек	
	оболочка 1	оболочка 2
$E$ , ГПа	210	210
$L_{ц}$ , м	19,4	9,6
$R$ , м	1,6	1,5
$h$ , мм	10	10



**рисунок 2.** Деформации оболочки 1 от единичной локальной нагрузки



**рисунок 3.** Деформации оболочки 2 от единичной локальной нагрузки

**таблица 3** – Результаты оценки прогиба оболочек

подход для оценки прогиба	прогиб оболочки $w$ , мм	
	оболочка 1	оболочка 2
теория пологих цилиндрических оболочек $w_d$	0,24	0,15
полубезмоментная теория оболочек $w_b$	0,26	0,16
метод конечных элементов $w_{МКЭ}$	0,21	0,14

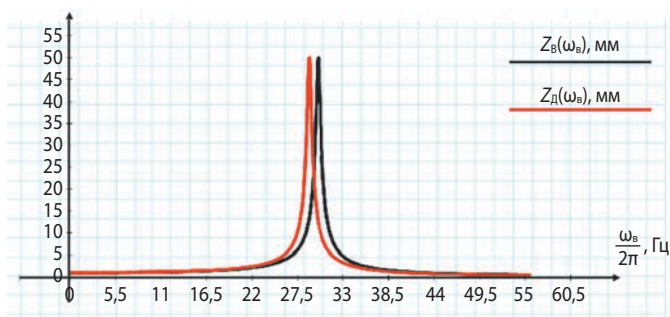
На рисунках 2 и 3 показано распределение деформаций в сечении, проходящем через центр площадки установки массивного груза оболочки 1 и оболочки 2 соответственно.

Используя данные из таблицы 3 и уравнение (13), найдём значения собственных частот установленного на цилиндрическую оболочку массивного груза. Для примера примем массу массивного груза  $M$  равной 110 кг. В результате получим значения собственных частот, представленные в таблице 4.

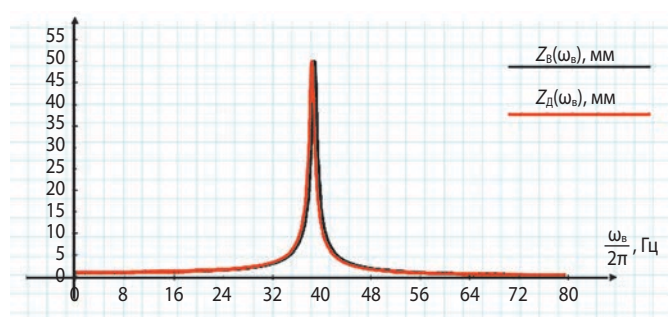
**таблица 4** – Значения собственных частот установленного на цилиндрическую оболочку массивного груза

подход для оценки прогиба	собственные частоты $f$ , Гц	
	оболочка 1	оболочка 2
теория пологих цилиндрических оболочек	29,9	38,7
полубезмоментная теория оболочек	28,9	38,4

# АНАЛИЗ ДИНАМИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ МАССИВНЫХ ДЕТАЛЕЙ, УСТАНОВЛЕННЫХ НА КОРПУСАХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ И РАЗГОННЫХ БЛОКОВ



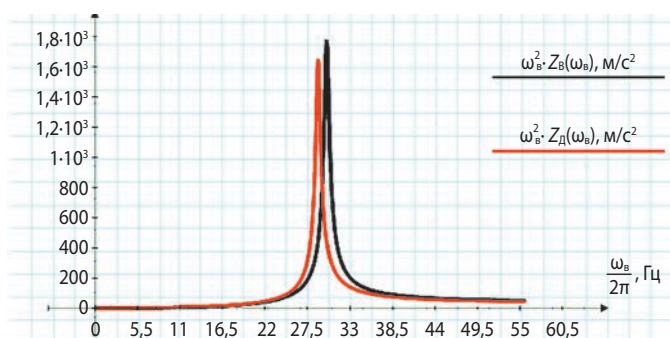
**а**



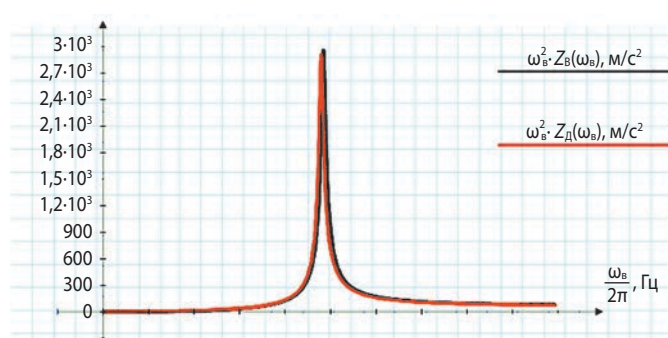
**б**

**а** – оболочка 1; **б** – оболочка 2.

**рисунок 4.** АЧХ перемещений



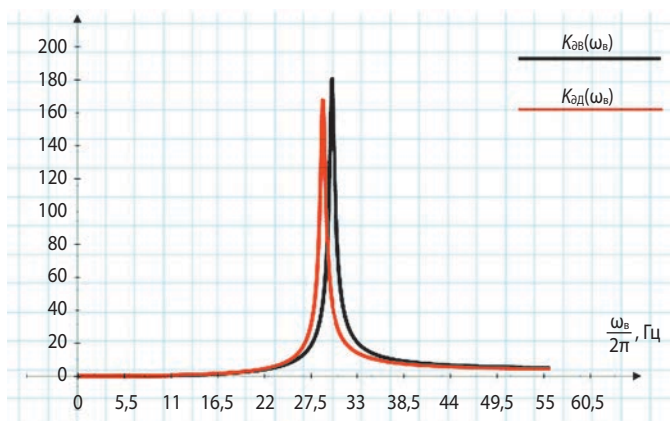
**а**



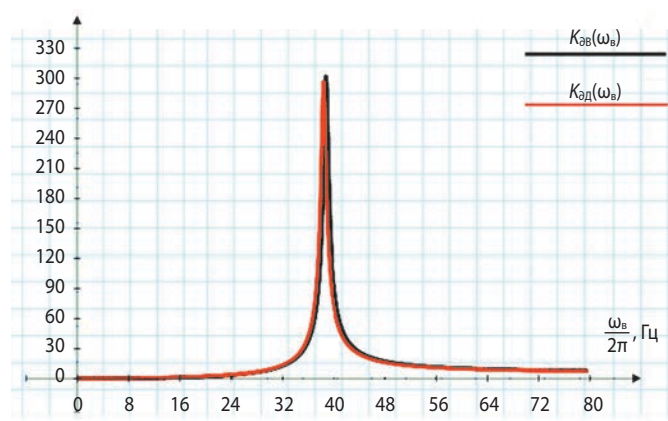
**б**

**а** – оболочка 1; **б** – оболочка 2.

**рисунок 5.** АЧХ ускорений



**а**



**б**

**а** – оболочка 1; **б** – оболочка 2.

**рисунок 6.** АЧХ коэффициента динамичности

Приведём амплитудно-частотные характеристики перемещений (рисунок 4), ускорений (рисунок 5) и коэффициента динамичности (рисунок 6).

На АЧХ (рисунки 4–6) максимальные значения амплитуд соответствуют значениям частот, представленным в таблице 4. Следует отметить, что ввиду низкого затухания в материале оболочки значения многократно возрастают при приближении к собственным частотам.

## закключение

Предложен подход для оценки уровня вибрационных воздействий массивных деталей на цилиндрическую оболочку ракет-носителей или разгонных блоков. Особенностью предложенного подхода является возможность выполнить приближенный расчёт для определения уровня собственных частот массивного груза. Расчёты такого рода необходимы

при верификации и оценке адекватности результатов расчёта, выполняемых другими методами, например наиболее распространённым на сегодняшний день методом конечных элементов.

Дополнительной возможностью является факт, что применение результатов, описанных в статье, может позволить оценить напряжённо-деформированное состояние цилиндрической оболочки под воздействием локальных нагрузок. Такие оценки необходимы ввиду конструкционной специфики ракет-носителей и разгонных блоков.

Тестовые расчёты оболочек показали, что значения собственных частот массивного груза, установленного на цилиндрических оболочках, находятся в районе 29 Гц и 38 Гц.

## список литературы

- Бабаков И.М.* Теория колебаний. М.: Дрофа, 2004. 591 с.
- ГОСТ Р 56514–2015.* Нормы прочности автоматических космических аппаратов [Электронный ресурс]. URL: <https://standartgost.ru/g/ГОСТ Р 56514-2015> (дата обращения: 30.11.2023).
- Григорьев П.С. и др.* Вариант представления разрешающего уравнения полубезмоментной теории оболочек в форме Доннелла для расчетов напряженного состояния и устойчивости котлов вагонов-цистерн // Железнодорожный подвижной состав: проблемы, решения, перспективы: Материалы второй международной научно-технической конференции, Ташкент, 19–22 апреля 2023 года. Ташкент: Ташкентский государственный транспортный университет, 2023. С. 114-119.
- Григорьев П.С., Суворова К.Е.* Оценка частот собственных колебаний и динамических напряжений в оболочке котла цистерны // Изв. Петербургского университета путей сообщения. 2017. № 4. С. 637-643.
- Дедов Н.И., Исуткина В.Н.* Оптимальное проектирование цилиндрических оболочек при неравномерном нагружении // Изв. Самарского науч. центра Российской академии наук. 2016. Т. 18, № 4-2. С. 262-266.
- 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. 10-17.
- Доннелл Л.Г.* Балки, пластины и оболочки. М.: Наука, 1982. 568 с.
- Заруцкий В.А.* О комплексных экспериментальных исследованиях устойчивости и колебаний конструктивно неоднородных оболочек // Прикл. механика. 2001. Т. 37, № 8. С.38-67.
- Карташов А.А., Тумор С.В., Малашин А.А.* Расчет на прочность жесткость и устойчивость корпуса РКТ, с целью выбора оптимального материала для изготовления конструкции // Молодёжный научный вестник. 2017. № 6. С. 214-219.
- Леонов В.И.* Расчет цилиндрической оболочки при действии сосредоточенных и локальных нагрузок: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.03. Куйбышевский авиац. ин-т им. С.П. Королева. Куйбышев, 1973. 18 с.
- Мишин Ю.Н., Защиринский С.А., Новичков В.М.* Измерения параметров напряжённо-деформационных состояний конструкций при бросковых испытаниях космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 3. С. 43-48.
- Никулин М.В.* Экспериментальное исследование прочности цилиндрических оболочек при действии локальных нагрузок // Прочность и динамика авиационных двигателей: науч. труды. М.: Машиностроение, 1966. Вып. 3. С. 3-32.
- Серёгин С.В.* Динамика тонких цилиндрических оболочек с присоединенной массой. Комсомольск-на-Амуре: КнАГТУ, 2016. 175 с.
- Серёгин С.В.* Качественные эффекты при колебаниях кольцевых подкрепляющих элементов с присоединенной массой, как частный случай тонкой бесконечно длинной круговой цилиндрической оболочки // Изв. высш. учебн. заведений. Машиностроение. 2017. № 1. С. 31-43.
- Сысоев О.Е., Добрышкин А.Ю., Наинг Н.С.* Аналитическое и экспериментальное исследование свободных колебаний разомкнутых оболочек из сплава д19, несущих систему присоединенных масс // Труды МАИ. 2018. № 98. С. 3.
- Чан Фу Тхуан, Григорьев П.С., Суворова К.Е.* Расчетные зависимости и оценки частот и форм колебаний оболочки котлов цистерн // Мир транспорта. 2018. № 5. С. 84-90.
- Шагивалеев К.Ф.* Расчет замкнутой цилиндрической оболочки на сосредоточенные нагрузки // Вестник Саратовского государственного технического университета. 2007. № 1, вып. 1. С. 36-42.
- Awrejcewicz J., Kryszko A.V.* Analysis of complex parametric vibrations of plates and shells using Bubnov-Galerkin approach // Archive of Applied Mechanics. 2003. 73(7). P. 495-504. DOI: 10.1007/s00419-003-0303-8.

Статья поступила в редакцию 30.11.2023

Статья после доработки 01.12.2023

Статья принята к публикации 11.01.2024

## К ВОПРОСУ ОПТИМАЛЬНОГО ВЫБОРА РЕЖИМОВ РЕЗАНИЯ ПРИ МЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКЕ НЕРЖАВЕЮЩЕЙ СТАЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЖИДКИХ СОТС

## ON THE ISSUE OF THE OPTIMAL CHOICE OF CUTTING MODES FOR MACHINING STAINLESS STEEL USING LIQUID CUTTING FLUIDS



**И.И. Гайфуллин<sup>1</sup>,**  
*GaifullinII@laspace.ru;*  
**I.I. Gaifullin**



**А.М. Плаксин<sup>1</sup>,**  
*кандидат*  
*технических наук,*  
*PlaksinAM@laspace.ru;*  
**A.M. Plaksin**



**В.Ю. Пиунов<sup>1</sup>,**  
*кандидат*  
*технических наук,*  
*PiunovVIU@laspace.ru;*  
**V.Y. Piunov**

*В статье рассмотрен вопрос оптимального выбора режимов резания при обработке нержавеющей стали. На большинстве предприятий аэрокосмической отрасли стоит задача выбора рациональной смазочно-охлаждающей технологической среды (СОТС) и оптимальных режимов резания под обработку с этими средами. Специалисты опытного производства НПО им. Лавочкина для решения данного вопроса подобрали несколько составов технологических сред, определили ключевые показатели процесса резания и при действии подобранных СОТС провели серию экспериментов по обработке нержавеющей стали. Лезвийную обработку проводили в широком диапазоне режимов резания на металлорежущем оборудовании опытного производства. Эмпирические данные обработаны методом анализа иерархий (АНР) многокритериального анализа решений. Получена методика выбора оптимальных режимов резания, учитывающая влияние смазочно-охлаждающих технологических сред на процесс резания.*

*Ключевые слова: режим резания; влияние СОТС; нержавеющая сталь; метод АНР.*

DOI: 10.26162/LS.2024.63.1.011

*The article deals with the issue of optimal selection of cutting modes for machining stainless steel. At the majority of enterprises of aerospace industry, there is a task of choosing rational cutting fluid and optimum cutting modes for machining with these media. Specialists of Lavochkin NPO pilot production have selected several compositions of fluids to solve this issue. They determined key indicators of cutting process and conducted a series of experiments on stainless steel machining under the action of selected cutting fluid. Blade machining was carried out in a wide range of cutting modes on metal-cutting equipment of pilot production. Empirical data were processed by AHP method of multicriteria decision analysis. A methodology for selecting the optimum cutting modes, which considers the influence of lubricating and cutting fluid on the cutting process, has been obtained.*

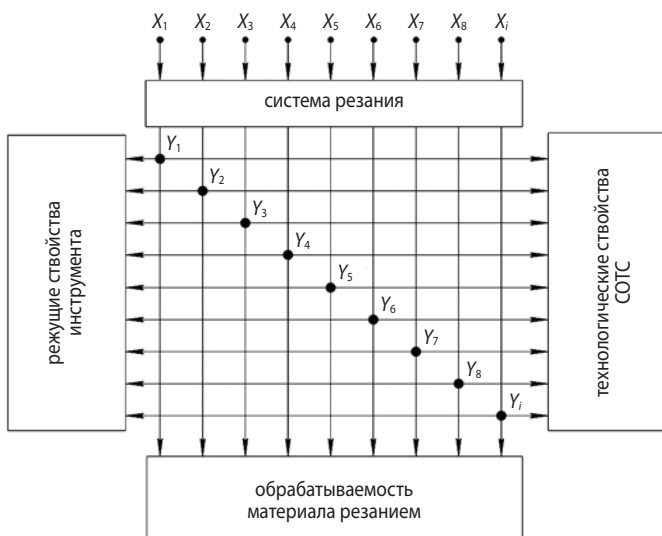
*Key words: cutting mode; effect of cutting fluid; stainless steel; AHP method.*

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

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

## введение

В опытном производстве НПО им. Лавочкина при лезвийной обработке нержавеющей стали периодически возникала задача с обеспечением заявленной стойкости режущего инструмента и качеству изделий (Кудрявцев С.В. и др., 2022). При детальном рассмотрении поставленной задачи выявлено, что назначенные режимы резания и смазочно-охлаждающая технологическая среда негативно влияют на параметры резания, а именно происходит скалывание режущих граней инструмента, кратное повышение сил резания, значительное повышение температуры в зоне резания и т.д. Режимы резания в опытном производстве чаще всего назначались по специальным справочникам и каталогам производителей режущего инструмента. Но большинство справочных данных по режимам резания не учитывают влияние СОТС на процесс резания. Специалистами опытного производства была проведена серия экспериментальных исследований по влиянию СОТС на параметры резания при лезвийной обработке нержавеющей стали.



$X_1$  – обрабатываемый материал;  $X_2$  – форма и размеры заготовки;  $X_3$  – инструментальный материал;  $X_4$  – вид инструмента;  $X_5$  – металлорежущий станок;  $X_6$  – жёсткость технологической системы и её динамические свойства;  $X_7$  – состав и способ применения СОТС;  $X_8$  – режимы резания;  $X_i$  – прочие факторы;  $Y_1$  – стойкость, скорость изнашивания инструмента;  $Y_2$  – шероховатость обработанной поверхности;  $Y_3$  – сила резания;  $Y_4$  – точность обработки;  $Y_5$  – мощность, расходуемая на резание;  $Y_6$  – температура в зоне резания;  $Y_7$  – коэффициент усадки стружки;  $Y_8$  – интенсивность деформации;  $Y_i$  – прочие параметры.

**рисунок 1.** Общая схема взаимосвязи переменных факторов  $X_1, X_2, \dots, X_i$ , состояние системы резания (вход) и параметры функционирования  $Y_1, Y_2, \dots, Y_i$  системы резания (выход)

## 1. Экспериментальные исследования

В системе резания процессы стружкообразования, износа инструмента и формирования обработанной поверхности совершаются одновременно и тесно взаимосвязаны. СОТС – это составная часть системы, связанной с режущими свойствами инструмента и обрабатываемостью материала резанием, и зависят от большого числа переменных факторов –  $X$ , изменение которых во времени влияет на все параметры функционирования системы –  $Y$  (рисунок 1) (Гайфуллин И.И. и др., 2023).

В опытном производстве применяются три типа водосмешиваемых СОТС отечественного производства для обработки нержавеющей стали:

- синтетическая: Купрол (S1);
- эмульгирующая: Аквол-6 (S2);
- полусинтетическая: Вексанол-8 (S3).

Физико-химические параметры перечисленных СОТС представлены в таблице 1.

**таблица 1** – Физико-химические параметры СОТС

параметры СОТС	S1	S2	S3
кинематическая вязкость $\nu$ , мм <sup>2</sup> /с	1,33	1,26	1,23
проникающая способность $W$ , мА/см <sup>2</sup>	4,2	3,1	4
краевой угол $\theta$ , град	54 (–0,7018)	62,5 (–0,477)	39,87 (–0,788)
коэффициент теплопроводности $\lambda$ , Вт/м*К	0,6	0,621	0,531

Влияние СОТС на показатели процесса возможно определить двумя путями: аналитически и эмпирически. Наиболее точным является эмпирический способ, поскольку учитывает множество факторов резания и представляет более объективную картину (Гайфуллин И.И. и др., 2019). Так и в этой работе определение влияния СОТС на показатели резания проводилось экспериментально. Авторами были выделены основные показатели резания (таблица 2).

**таблица 2** – Основные показатели процесса резания

показатели процесса резания	обозначение
стойкость режущего инструмента	$\tau$
сила резания	$F$
температура в зоне резания	$T$
коэффициент усадки стружки	$\kappa$
интенсивность деформации	$\varepsilon$

# К ВОПРОСУ ОПТИМАЛЬНОГО ВЫБОРА РЕЖИМОВ РЕЗАНИЯ ПРИ МЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКЕ НЕРЖАВЕЮЩЕЙ СТАЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЖИДКИХ СОТС

## 1.1. Влияние СОТС на стойкость режущего инструмента

Стойкость режущего инструмента зависит от множества взаимосвязанных параметров процесса резания, таких как: температура в зоне резания, тип возникающего износа на режущих гранях инструмента, показатели сил резания и т.д. Рационально подобранная СОТС значительно влияет на показатели стойкости режущего инструмента, позволяет повысить время работы режущего инструмента за счёт своих функциональных действий на процесс резания.

Эксперимент проводился при условиях, указанных в таблице 3.

По результатам проведённого эксперимента составлены графики зависимости стойкости от скорости резания при действии разных СОТС (рисунок 5, 6). По графикам прослеживается заметное снижение стойкости резцов при обработке без СОТС. Основная причина заключается в контактном трении поверхностей режущей кромки и заготовки.

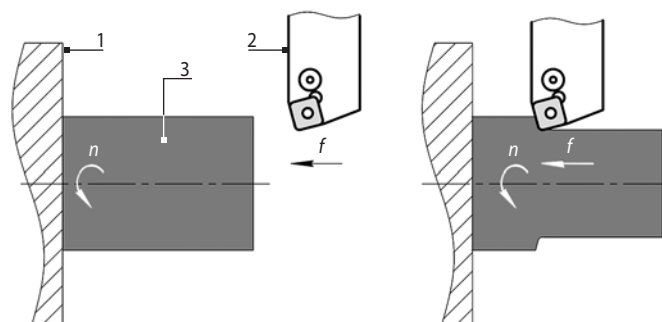
При трении образуются ювенильные поверхности с химически активной средой. СОТС вступает в реакцию, и как результат образуются химические плёнки на поверхности режущей грани, предохраняющие их от интенсивного изнашивания.

таблица 3 – Условия проведения эксперимента

оборудование	токарный станок с ЧПУ фирмы Takisawa (рисунок 2)
метод обработки	непрерывное продольное точение (рисунок 3)
обрабатываемый материал	нержавеющая сталь аустенитного класса, марки 12Х18Н10Т с твёрдостью в диапазоне 1402...1461 МПа
режущий инструмент	проходной черновой резец с механическим креплением пластины (рисунок 4)
основной параметр	время работы инструмента до возникновения размерного износа по задней поверхности пластины в пределе $h_3=0,5$ мм
замер размерного износа	машина по привязке инструмента вне станка фирмы Kelch
способ подачи СОТС	наружный полив
режимы резания	скорость резания $V=50...150$ мм/мин
	глубина резания $a=0,1$ и $0,2$ мм
	подача $f=0,15$ и $0,3$ мм/об



рисунок 2. Токарный станок с ЧПУ фирмы Takisawa



1 – токарный патрон; 2 – резец; 3 – заготовка.

рисунок 3. Схема непрерывного продольного точения

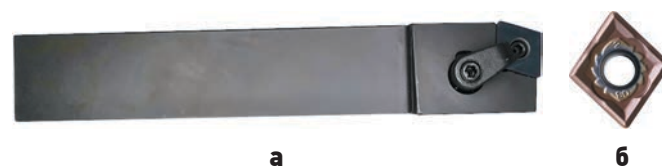
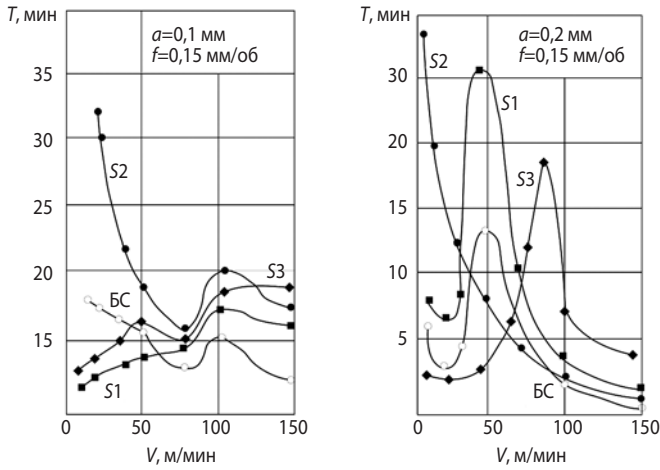
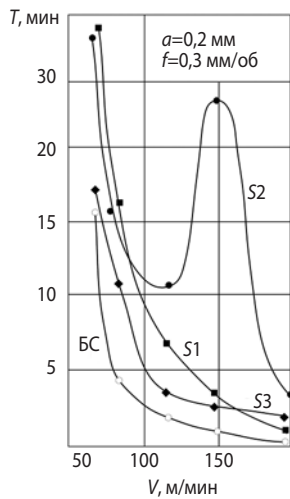


рисунок 4. Проходной черновой резец с СМП (а); пластина для резца (б)



**рисунок 5.** Зависимость стойкости инструмента от режимов резания при обработке с различными СОТС (BC – без СОТС)



**рисунок 6.** Зависимость стойкости инструмента от режимов резания при обработке с различными СОТС

Химически активные среды усиливают абразивно-химический износ и могут вызвать понижение стойкости режущего инструмента. Также при обработке сталей на низких скоростях резания, когда в зоне резания в основном существует точечный контакт, доминирующим в суммарном износе при резании в воздушной среде является адгезионный износ, а при резании в активных средах – химико-абразивный износ.

## 1.2. Влияние СОТС на силу резания

Сила резания является показателем, определяющим работу резания и характеризующим одновременно происходящие при резании процессы трения и деформации (Кущева М.Е. и др., 2014). Под действием СОТС на заднюю поверхность резца происходит как уменьшение, так и увеличение нормальных сил вследствие изменений общединамической

напряжённости процесса и сил трения по передней поверхности, что приводит к смещению положений точек раздела (Латышев В.И. и др., 2001).

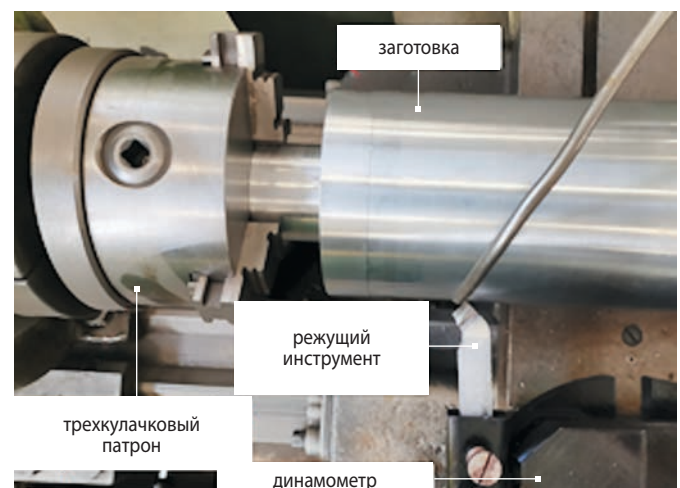
Эксперимент проводился при условиях указанных в таблице 4.

**таблица 4** – Условия проведения эксперимента

оборудование	модернизированный токарный станок с ПУ, рабочая зона (рисунок 7)
метод обработки	непрерывное продольное точение (рисунок 3)
обрабатываемый материал	нержавеющая сталь аустенитного класса, марки 12Х18Н10Т с твёрдостью в диапазоне 1402...1461 МПа
режущий инструмент	проходной черновой резец с механическим креплением пластины (рисунок 4)
основной параметр	показатели силы резания токарного динамометра
способ подачи СОТС	наружный полив
режимы резания	скорость резания $V=50...150$ мм/мин
	глубина резания $a=0,1$ и $0,2$ мм
	подача $f=0,15$ и $0,3$ мм/об

Показатели сил резания определялись непосредственно в процессе лезвийной обработки. На рисунке 7 представлен токарный динамометр, считывающий равнодействующую силу резания или составляющую трёх сил резания  $F_x, F_y, F_z$ .

Согласно результатам экспериментов (рисунки 8, 9), применение различных по своей химической активности СОТС значительно изменяют силу  $F$ . При этом отмечается, что при использовании синтетических СОТС сила  $F$  в среднем снижается на 20%. Эффективность СОТС также зависит от способности снижать средний коэффициент трения.



**рисунок 7.** Рабочая зона станка

## К ВОПРОСУ ОПТИМАЛЬНОГО ВЫБОРА РЕЖИМОВ РЕЗАНИЯ ПРИ МЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКЕ НЕРЖАВЕЮЩЕЙ СТАЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЖИДКИХ СОТС

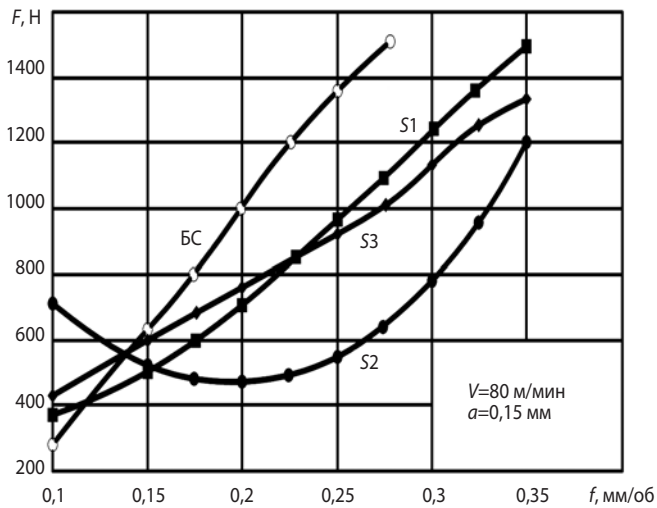


рисунок 8. Зависимость силы резания от режимов резания при обработке с различными СОТС

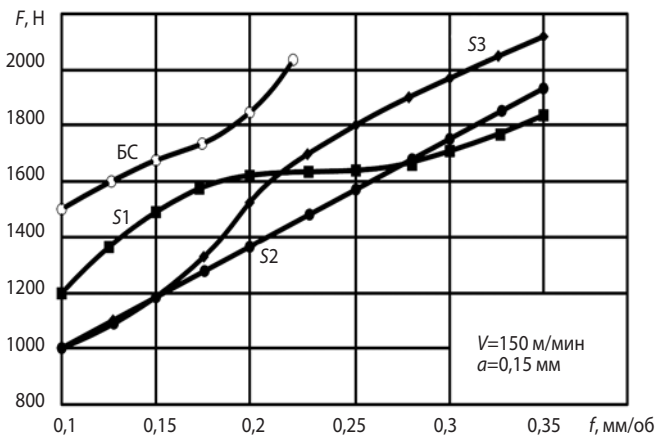


рисунок 9. Зависимость силы резания от режимов резания при обработке с различными СОТС

### 1.3. Влияние СОТС на температуру в зоне резания

Температура в зоне резания оказывает множественное воздействие: на качество поверхностного слоя; на износ режущего инструмента; силу резания; стойкость и т.д. СОТС прямо влияет на температуру в зоне резания посредством отвода тепла с поверхности резца и обрабатываемой заготовки (Pantalé O., 2005).

Замер температуры в зоне резания проводился термопарой, предустановленной в тело резца, согласно рисунку 10. Термопара подключалась к микроконтроллеру с последующим выводом значений в компьютер.

На рисунке 11 представлен график зависимости температуры в зоне резания от переменных скоростей резания при действии различных СОТС. Проведённый эксперимент показывает, что рационально

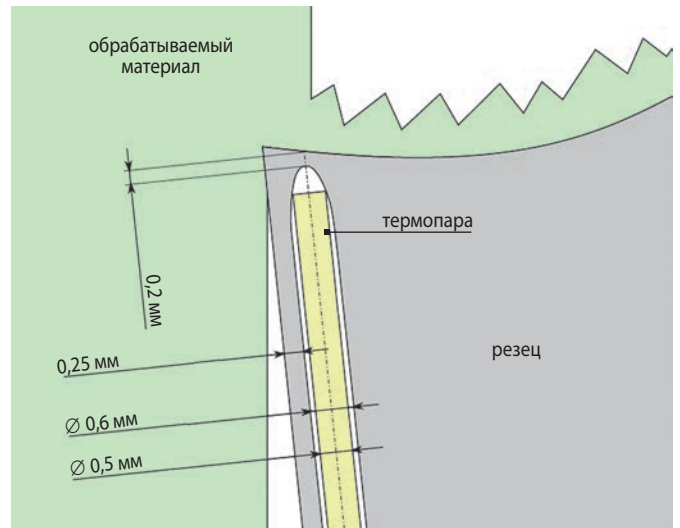


рисунок 10. Схема установки термопары в тело резца

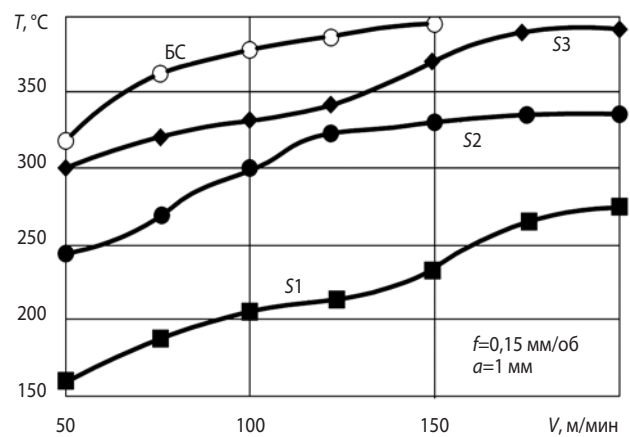


рисунок 11. Зависимость температуры в зоне резания от режимов резания при обработке с различными СОТС

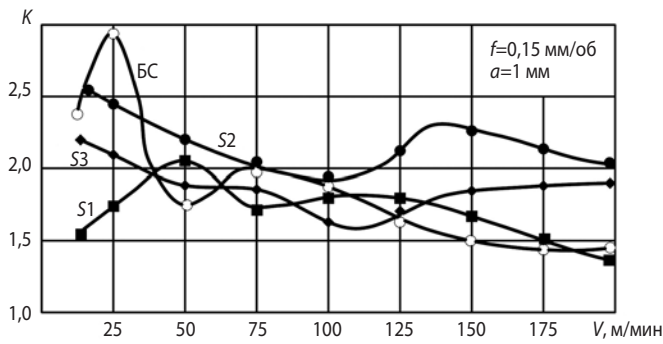
подобранная СОТС позволяет значительно снизить температуру в зоне резания.

### 1.4. Влияние СОТС на коэффициент усадки стружки и интенсивность деформации

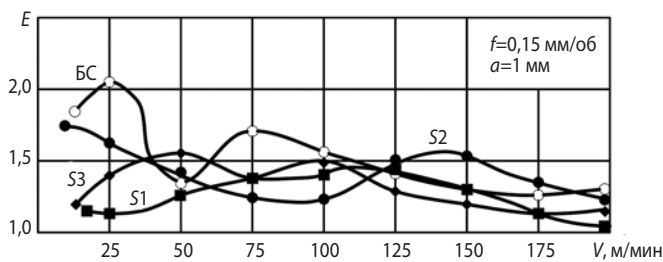
Коэффициент усадки стружки и интенсивность деформации являются показателями пластической деформации при резании металлов. Как известно, величина пластической деформации влияет на трение в зоне резания, показатели сил резания и температуру в зоне резания (Rao R. V., 2004). Коэффициент усадки стружки определялся по измерению длины стружки на микроскопе с увеличением  $\times 30$  и по углу кривизны ( $\gamma$ ). Интенсивность деформации ( $\varepsilon$ ) рассчитывалась по следующей формуле:

$$\varepsilon = \frac{\kappa^2 - 2\kappa \sin\gamma + 1}{\kappa \cos\gamma}$$





**рисунок 12.** Зависимость коэффициента усадки стружки от режимов резания при обработке с различными СОТС



**рисунок 13.** Зависимость интенсивности деформации от режимов резания при обработке с различными СОТС

Проведение эксперимента соответствовало условиям, представленным в таблице 3. Основными параметрами в данном случае являлись длина стружки и угол её кривизны. На рисунке 12 представлен график зависимости коэффициента усадки стружки от скорости резания. На рисунке 13 показан график зависимости интенсивности деформации от скорости резания.

## 2. Применение многокритериального анализа решений

Многокритериальный анализ решений используется в задачах со множеством взаимно переплетённых критериев. Реализация многокритериального анализа решения представлена несколькими методами:

- метод простого аддитивного взвешивания (SAW);
- метод TOPSIS;
- метод ELECTRE;
- метод анализа иерархий (АНР).

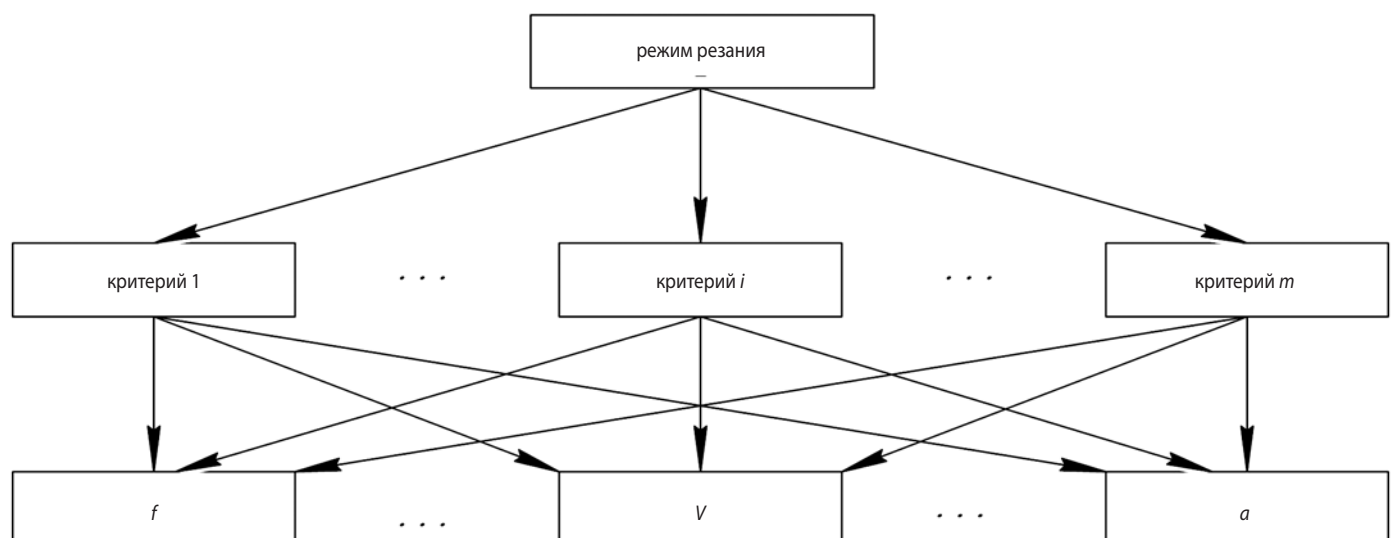
При выборе режимов резания был применён метод анализа иерархий. Основная задача метода АНР – нахождение собственного вектора и определение его наибольшего значения. Определение вектора проводится путём попарного сравнения критериев.

Этапы метода анализа иерархий:

- построение выборной сети;
- сравнение критериев попарно;
- математический анализ.

Упрощённое графическое представление иерархии выбора параметров СОТС показано на рисунке 14.

Прогнозирование лезвийной обработки является сложной математической задачей, поскольку усложнено нелинейными физико-химическими процессами протекающими при резании металла. Одним из эффективных способов прогнозирования является применение методов многокритериального анализа. В производственных задачах, данный метод активно применяется при выборе прогнозируемого параметра или анализе данных со множеством переменных. Многокритериальный анализ находит применение в задачах от выбора схема базирования (Леонов Ю.А. и др., 2011) и до многокритериальной оптимизации режимов резания (Михайлов А.Н. и др., 2017).



**рисунок 14.** Иерархия выбора режима резания методом АНР

## К ВОПРОСУ ОПТИМАЛЬНОГО ВЫБОРА РЕЖИМОВ РЕЗАНИЯ ПРИ МЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКЕ НЕРЖАВЕЮЩЕЙ СТАЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЖИДКИХ СОТС

В данной работе критериями выступили основные показатели процесса резания, представленные в таблице 2.

Выбор режима резания основан на оценке каждой марки СОТС и её действии на процесс резания. Каждой марке СОТС по функциональному действию были установлены приоритеты. Каждое значение критерия устанавливается по шкале относительной важности: 2, 4, 6, 8 – промежуточное суждение; 1 – равная важность; 3 – умеренное превосходство; 5 – существенное превосходство; 7 – значительное превосходство; 9 – сильное превосходство. Значение критериев назначалось исходя из результатов проведённых экспериментов, представленных на рисунках 5, 6, 8, 9, 11, 12, 13. Превосходство той или иной марки СОТС определялось по влиянию на рассматриваемый показатель резания. Для стойкости режущего инструмента, приоритетная СОТС, та что повышает значение стойкости. Для остальных показателей: сила резания, температура в зоне резания, коэффициент усадки стружки и интенсивность деформации приоритетная СОТС, что снижает перечисленные значения. После, объединив все данные, определялась совокупная оценка превосходства.

**Этап сравнения критериев.** На данном этапе попарно сравниваемые элементы представлены в виде матрицы размерностью  $n \times n$ :

$$K = \begin{pmatrix} k_{11} & k_{12} & \dots & k_{1n} \\ k_{21} & k_{22} & \dots & k_{2n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ k_{n1} & k_{n2} & \dots & k_{nn} \end{pmatrix}.$$

Для любых  $i$  и  $j$  выполняются соотношения  $k_{ij} = \frac{1}{k_{ji}}$ ,  $K_{ji} \neq 0$ . Диагональ матрицы равна 1. Матрица  $K$  приводится к виду:

$$K = \begin{pmatrix} 1 & k_{12} & \dots & k_{1n} \\ \frac{1}{k_{12}} & 1 & \dots & k_{2n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{1}{k_{1n}} & \frac{1}{k_{2n}} & \dots & 1 \end{pmatrix}.$$

Элементы матрицы  $k_{ij}$  рассчитываются как отношение числовых весов  $w$

$$k_{ij} = \frac{w_i}{w_j}, i, j = \overline{1, n}.$$

Подставляем числовые веса в матрицу  $K$ :

$$Y = \begin{pmatrix} 1 & \frac{w_1}{w_2} & \dots & \frac{w_1}{w_n} \\ \frac{w_2}{w_1} & 1 & \dots & \frac{w_2}{w_n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{w_n}{w_1} & \frac{w_n}{w_2} & \dots & 1 \end{pmatrix}.$$

В идеальных условиях  $Kw = nw$ , когда система шкальных оценок идентична для всех критериев, было бы справедливо следующее равенство:

$$\frac{w_i}{w_1} w_1 = w_i, \frac{w_i}{w_2} w_2 = w_i, \dots, \frac{w_i}{w_j} w_j = w_i, \dots, \frac{w_i}{w_n} w_n = w_i.$$

В большинстве случаев, когда базируются на экспериментальных данных, для данного случая необходимо более реалистичное равенство:

$$w_i = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n k_{ij} w_j, i, j = \overline{1, n}.$$

По окончании каждого экспериментального исследования по влиянию СОТС на процесс резания выносится решение о целесообразности использования той или иной технологической среды в определённых условиях. Подобные решения можно квалифицировать как мнение эксперта. Для учёта рассчитывается среднегеометрическое по формуле (Колобов А.Ю. и др., 2023):

$$g_i = \sqrt[n]{\prod_{j=1}^n k_{ij}},$$

где  $n$  – количество элементов.

Рассчитываются компоненты нормализованного вектора приоритетов:

$$y_i^H = \frac{g_i}{\sum_{i=1}^n g_i}.$$

Определяется максимальное собственное число  $\lambda_{\max}$

$$\lambda_i = \sum_{i=1}^n k_{ij} y_i^H.$$

$$\lambda_{\max} = \sum_{i=1}^n \lambda_i.$$

**Расчёт параметров индекса согласованности (ИС) и отношения согласованности (ОС).** Индекс согласованности определяет однородность суждений по формуле (1). Отношение согласованности рассчитывается исходя из отношения ИС к среднему значению индекса однородности матрицы (СС) по формуле (2).

$$ИС = \frac{\lambda_{\max} - n}{n - 1}; \quad (1)$$

$$ОС = \frac{ИС}{СС}. \quad (2)$$

По результатам проведённого анализа получены следующие результаты:

**таблица 5** – Рекомендованные режимы резания

	$V$ (м/мин)	$f$ (мм/об)	$a$ (мм)
купрол	80...120	0.15	1
аквол-6	160...190	0.1	1
вексанол-8	60...130	0,1-0,15	1

Режимы резания, указанные в таблице 5, позволяют повысить стойкость режущего инструмента, уменьшить показатели: силы резания, температуры в зоне резания, коэффициента усадки стружки, интенсивности деформации, при действии рассматриваемых марок СОТС. Что в конечном итоге влияет на производительность лезвийной обработки и качество изделий из нержавеющей стали.

## заключение

В результате проведённой работы выявлено, что разрабатываемые марки смазочно-охлаждающих технологических сред являются многокомпонентными системами и их состав оказывает множественное воздействие на процесс резания. В условиях выбора оптимальных режимов резания необходим учёт влияния СОТС на процесс резания. В процессе решения задачи выбора оптимальных режимов резания специалистами опытного производства НПО им. С.А. Лавочкина проведён ряд экспериментов по установлению влияния СОТС на процесс резания при обработке нержавеющей стали. По результатам эксперимента получены зависимости влияния режима резания на показатели процесса резания при действии различных марок СОТС. Эмпирические данные проанализированы методами многокритериального анализа решений. Таким образом, выявлены оптимальные режимы резания при механической обработке нержавеющей стали для каждой марки СОТС. Описанную методику возможно усовершенствовать при внедрении нейросетевого программирования в метод многокритериального решения и при расширении ассортимента рассматриваемых марок СОТС.

## список литературы

Гайфуллин И.И., Кириллов А.К. Оптимизация выбора СОТС при лезвийной обработке углеродистых сталей // Сб. трудов 12 международной конференции «Машиностроение: традиции и инновации МТИ-2019». М., 2019. С. 40-45.

Гайфуллин И.И., Плаксин А.М., Пиунов В.Ю. Влияние физико-химических параметров смазочно-охлаждающих технологических сред на силовые показатели процесса лезвийной обработки // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 2. С. 385-395.

Колобов А.Ю., Петров Ю.А. Методика оценки вероятности безотказной работы разгонных блоков по результатам эксплуатации с использованием предварительной информации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 4. С. 75-79.

Кудрявцев С.В., Розовенко В.М. К вопросу оценки технического уровня и качества изделий космической техники на основе модели нечёткой системы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 3. С. 61-67.

Куцева М.Е. Принцип выбора смазочно-охлаждающих технологических сред для обработки металлов резанием // Изв. МГТУ «МАМИ». 2014. Т. 2, вып. 1. С. 73-76.

Латышев. В.Н., Наумов А.Г., Чиркин С.А. Использование микрокапсул для подачи смазки в зону контакта металлических поверхностей // Вестник машиностроения. 2001. № 3. С. 13-18.

Леонов Ю.А., Казаков Ю.М. Многокритериальный выбор рациональных схем базирования заготовки при решении задачи синтеза единичных технологических процессов // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Наука и образование. 2011. № 3. С. 108-116.

Михайлов А.Н., Ивченко Т.Г., Петряева И.А. Многокритериальная оптимизация режимов резания при чистовом точении фасонных поверхностей в условиях переменности действующих ограничений // Научно-технические ведомости СПбГПУ. 2017. № 3. С. 3-8.

Pantalé O. Plateforme de prototypage virtuel pour la simulation numérique en grandes transformations thermomécaniques rapides: habilitation à diriger des recherches // Ecole Nationale d'Ingénieurs de Tarbes. Soutenue 19.07.05. Toulouse, 2005. P. 229.

Rao R.V. Performance evaluation of cutting fluids for green manufacturing using a combined multiple attribute decision making method // International Journal of Environmentally Conscious Design and Manufacturing. 2004. 12(2). P. 526-535.

Статья поступила в редакцию 15.12.2023

Статья после доработки 15.12.2023

Статья принята к публикации 12.01.2024

## МЕТОДИКА АГРЕГИРОВАНИЯ СИСТЕМНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ФРАКТАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ОЦЕНИВАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА

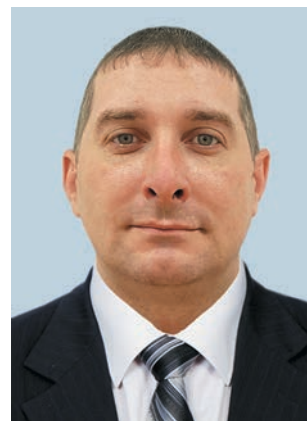
## AGGREGATION PROCEDURE OF THE FRACTAL SYSTEM INDICATORS OF ROCKET-SPACE COMPLEX ASSESSMENT



**В.В. Козлов<sup>1</sup>,**  
профессор, доктор  
технических наук,  
vka@mil.ru;  
**V.V. Kozlov**



**А.В. Лагун<sup>1</sup>,**  
доцент, кандидат  
технических наук,  
vka@mil.ru;  
**A.V. Lagun**



**В.А. Харченко<sup>1</sup>,**  
адъюнкт, vka@mil.ru;  
**V.A. Kharchenko**

*В статье представлены процедуры агрегирования частных показателей фрактальной системы оценки эффективности процессов функционирования ракетно-космических комплексов и частичных показателей в итоговую оценку был проверен с использованием одинаковых значений частных показателей. Алгоритм агрегирования представлен результатами численных экспериментов с произвольно заданными значениями частных показателей.*

*Результаты представленного алгоритма агрегирования частных показателей эффективности фрактальной иерархической системы оценки позволяют сравнить эффективность процессов функционирования различных комплексов и наметить пути повышения уровня качества комплекса.*

*Ключевые слова: ракетно-космический комплекс; свойство; показатель свойства; фрактальная иерархическая система оценивания; семантика; морфологический анализ; анализ размерностей; свёртка показателей свойств.*

DOI: 10.26162/LS.2024.63.1.012

*The article presents procedures for particular indicators aggregation of a fractal system of the rocket-space complexes functioning efficiency assessment.*

*The algorithm for the partial indicators aggregation into the final assessment was verified by identical values of partial indicators. The aggregation algorithm is presented by the results of numerical experiments with arbitrarily assigned values of partial indicators. The results of the presented algorithm for aggregating partial efficiency indicators of a fractal hierarchical evaluation system allow us to compare the efficiency of the functioning processes of various complexes and outline ways to improve the quality level of the complex.*

*Key words: rocket-space complex; property; property indicator; fractal hierarchical evaluation system; semantics; morphological analysis; dimensional analysis; convolution of property indicators.*

<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.

## Введение

Традиционно при оценивании процессов выведения полезной нагрузки в космос основное внимание уделяют одному элементу ракетно-космического комплекса (РКК) – ракете космического назначения, забывая при этом, что стоимостные, временные и другие показатели при создании и эксплуатации для наземной космической инфраструктуры РКК превосходят такие показатели в десятки раз.

В связи с этим при проектировании, создании и эксплуатации ракетно-космический комплекс (рисунк 1) следует рассматривать как сложную техническую систему, содержащую множество взаимосвязанных элементов, где ракета космического назначения – один из элементов РКК, влияющих на эффективность процессов функционирования комплекса в целом. Исходя из этого оценивание эффективности процессов функционирования РКК в целом является одним из важнейших направлений дальнейшего развития комплекса.

РКК является целенаправленным и целеустремлённым объектом, создаваемым человеком. Рассмотренная система оценивания РКК предназначена в основном для уточнения известных явлений и отработки новых технологий в новых технических системах, направленных на эффективное достижение намеченных целей комплекса.

Создание таких систем, как РКК, отличается объективной онтологической и гносеологической сложностью, что входит в противоречие с субъективным назначением свойств, которым должен соответствовать этот объект.

Анализ нормативно-технической документации (НТД) в области создания многих РКК показывает, что множество эвристически задаваемых свойств этой целенаправленной системы постоянно растёт:

так, вслед за традиционными свойствами целевого назначения появилось свойство стоимости, затем – надёжность, потом – безопасность и т.д.

Что дальше? Сколько будет таких свойств? Как часто они будут назначаться, постоянно изменяя существующие НТД, и главное, сколько таких свойств нужно? Какова мощность множества таких свойств?

Ответы на эти вопросы далеко не тривиальны. В научном плане определение множества свойств РКК практически не ставится и не решается. В этой статье мы попытаемся поставить эти вопросы и предложить пути их решения.

## 1. Семантика системы оценивания

Существующая практика оценивания процессов функционирования ракетно-космических комплексов (ПФ РКК) ограничивается конечным числом вербально назначенных показателей, тогда как в результате построения фрактальной структуры для оценивания показателя эффективности (Козлов В.В., Кукушкин И.О., Лагун А.В., Слатов В.Л., 2019) на основе четырёх основных векторов: показателей цели функционирования РКК ( $A$ ); показателей ресурсопотребления РКК ( $R$ ); временных показателей функционирования РКК ( $T$ ); показателей интеллектуальности и квалифицированности персонала, участвующего в ПФ РКК ( $I$ ), количество верхних системных свойств и их показателей составляет 456. При этом, реализуя основное свойство фракталов – самоподобие, можно построить большое количество простых свойств на низлежащем «техническом» уровне (Козлов В.В., Лагун А.В., 2022).

На основании рассматриваемой системы оценивания детализацию показателей можно продолжать практически до бесконечности, выявляя все большее число частных показателей. Вместе с тем,



а



б

а – технический комплекс; б – стартовый комплекс.

рисунк 1. Ракетно-космический комплекс «Союз»

## МЕТОДИКА АГРЕГИРОВАНИЯ СИСТЕМНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ФРАКТАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ОЦЕНИВАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА

число показателей может быть ограничено уровнями предложенной иерархии тогда, когда иерархическая система оценивания будет содержать достоверные показатели, не нуждающиеся в дальнейшей детализации.

Предложенная здесь система оценивания относится к некой абстрактной РКК. Каждая конкретная РКК должна описываться своими значениями показателей цели, ресурсопотребления, временными показателями и информационно-интеллектуальными показателями. Однако мы сделаем попытку остаться на абстрактном, обобщённом для РКК уровне и с этой целью для начала попытаемся описывать базовые вектора свойства эффективности ( $A, R, T, I$ ) на понятийном уровне. Для этого будем использовать семантику понятий для показателей базовых векторов.

Формирование семантического основания для создания РКК связано с рядом проблем.

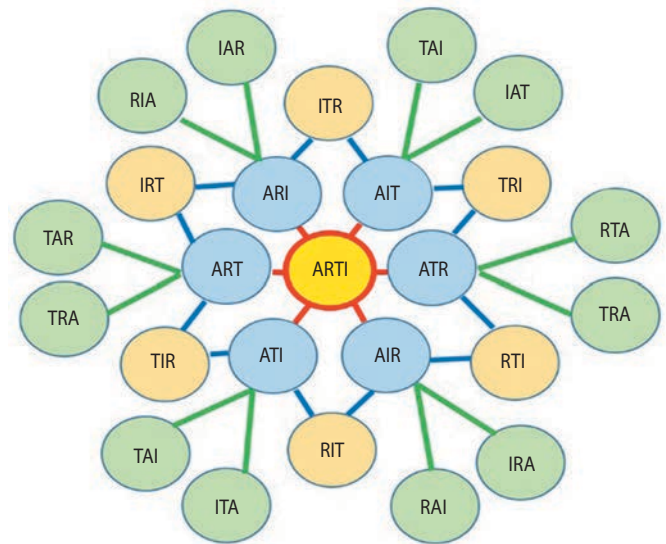
Во-первых, это проблема противоречивых предпочтений «заказчика» и «производителя» РКК. Принятие общей логико-тезаурусной концепции для участников процесса создания и эксплуатации РКК выставляет перед ними права и обязанности, которые, как правило, разрешаются на вербальном уровне.

Во-вторых, формирование нормативно-технической базы для научно-технического общения представляется сложной кибернетической задачей.

Возможные направления расширения тезауруса показаны в работах (Антропова А.В., Козлов В.В., Лагун А.В., 2023; Федоров А.В., 2007). К ним можно отнести включение в тезаурус, понимаемый как прикладное исчисление предикатов не только истинной, но и ложной (противоположной) семантики. Например, введение понятия опасности, помимо существующего понятия безопасности, позволяет получить серьёзные структурные, функциональные и параметрические результаты при исследовании РКК (Аверкиев Н.Ф., Гранкин Б.К., Козлов В.В., 2011). Основываясь на результатах семантического анализа, в дальнейшем следует использовать морфологический анализ, с тем чтобы перейти к описанию показателей свойств комплекса на уровне функций.

Функции для показателей свойств комплекса позволяют обоснованно формировать его облик.

Так как в основе качества целенаправленной системы лежит понятие эффективности ПФ, это свойство следует рассмотреть первым. Основоположники системотехники Гуд Г.Х. и Макол Р.Э. в работе «Системотехника. Введение в проектирование больших систем» (Гуд Г.Х., Макол Р.Э., 1962) первыми ввели понятие эффективности. Их подход зиждился на «шенноновском» понятии об энтропии информации. По их мнению, эффективность эквивалентна относительной энтропии как мере относительной информации о системе.



**рисунок 2.** Комбинации четвёрки базовых векторов эффективности процесса функционирования РКК

Описанная в работе (Гранкин Б.К., Козлов В.В., Мокан Д.О., 2007) процедура формирования иерархической системы оценивания эффективности ПФ РКК после использования теории фракталов приводит к структуре, основанной на шестигранниках, в вершинах которых первоначально размещены частные свойства сложного свойства эффективности.

Первоначально такие частные свойства составлены из комбинаций четвёрки базовых векторов эффективности ( $A, R, T, I$ ), рисунок 2.

Дальнейшая словесная идентификация частных свойств эффективности представлена на рисунке 3.

На следующем этапе с помощью морфологического анализа для каждого словесно описанного свойства выявляется «центральная» информация, которая служит основой для выявления определяющих физических параметров каждого свойства.



**рисунок 3.** Обозначение свойств для центральной части структуры оценивания свойства эффективности

Из этих физических параметров с помощью анализа размерностей создаются алгебраические соотношения для расчёта значений показателей для выявленных свойств.

Так, показатель свойства безопасности формируется в виде функции

$$Sa=f(Nf, Di, Ri, Suc),$$

где  $Nf, Di, Ri, Suc$  – показатели свойств безотказности, диагностируемости, рискованности и успешности соответственно.

В свою очередь, каждый из этих показателей рассчитывается из более простых показателей.

В частности, для показателя безотказности используется соотношение

$$Nf=f(Rec, Rep, Fa, Wi, Jo, In),$$

где  $Rec, Rep, Fa, Wi, Jo, In$  – показатели свойств восстанавливаемости, ремонтпригодности, отказоустойчивости, готовности, работоспособности и исправности соответственно.

Показатели этих свойств уже могут быть выражены через физические параметры. Например, для выражения показателя работоспособности используется соотношение

$$Jo = \exp \left( \ln [Jo] \cdot \frac{\bar{p}_1}{\bar{p}_2} \cdot \frac{\bar{p}_3}{\bar{p}_4} \cdot \dots \cdot \frac{\bar{p}_{n-1}}{\bar{p}_n} \cdot t \right).$$

Данное соотношение содержит безразмерный комплекс относительных физических определяющих параметров  $\frac{\bar{p}_1}{\bar{p}_2} \cdot \frac{\bar{p}_3}{\bar{p}_4} \cdot \dots \cdot \frac{\bar{p}_{n-1}}{\bar{p}_n}$ , которые могут быть измерены приборно. (Здесь  $[j_0]$  – начальное значение показателя работоспособности объекта;  $t$  – время функционирования объекта.

При использовании такого подхода к оцениванию эффективности ПФ РКК встаёт задача агрегирования численных значений частных показателей в значение показателя эффективности.

Для решения этой задачи можно использовать способ К. Шеннона измерения количества информации, содержащейся в одной случайной величине относительно другой случайной величины. Этот способ приводит к выражению количества информации числом.

Для двух случайных величин  $X$  и  $Y$   $P(X=X_i)=p_i$ ,  $P(Y=Y_j)=p_j$  и совместным распределением  $P(X=X_i, Y=Y_j)=p_{ij}$  количество информации, содержащейся в  $X$  относительно  $Y$ , равно

$$I(X, Y) = \sum_{i,j} p_{ij} \log_2 \frac{p_{ij}}{p_i \cdot p_j}.$$

При агрегировании показателей РКК, использованных в иерархической системе оценивания, представляется разумным использовать аппарат оценивания

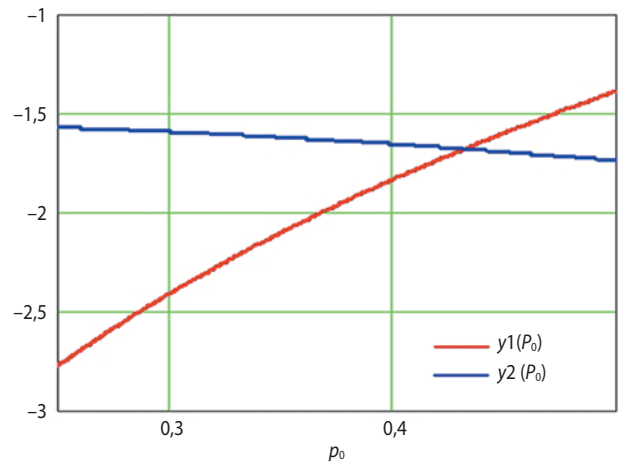


рисунок 4. Графическое решение для агрегирования двух показателей

информации, предложенный Шенноном, который позволит записать недостающие для агрегирования соотношения.

Общий подход к решению задачи сводится к тому, что необходимо найти такое преобразование исходных значений двух параметров, которое было бы эквивалентно, по информационному содержанию, новым двум равным друг другу значениям.

Суть этого подхода в том, что основываясь на равенстве информации ( $I$ ), которая, с одной стороны, учитывает преобразование численных значений показателей  $P_1$  и  $P_2$ , а также с учётом их взаимной зависимости можно записать

$$I_1 = P_{12} \ln \frac{P_{12}}{P_1^{нов} P_2^{нов}} + P_{21} \ln \frac{P_{21}}{P_1^{нов} P_2^{нов}},$$

где  $P_1^{нов} = \frac{P_{21}}{P_2}$ ,  $P_2^{нов} = \frac{P_{12}}{P_1}$ .

С другой стороны, информация, полученная после адекватного преобразования, может быть представлена соотношением

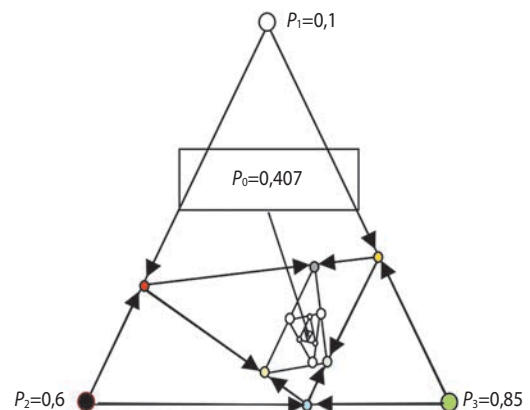
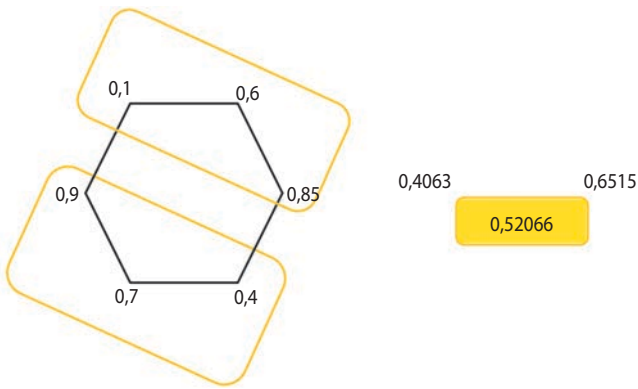


рисунок 5. Процедура агрегирования трёх связанных показателей



**рисунок 6.** Поэтапное агрегирование шести показателей

$$I_2 = -\ln \frac{P_1}{P_1^{\text{нов}}} - \ln \frac{P_2}{P_2^{\text{нов}}}$$

Равенство этих информаций с учётом того, что  $P_1^{\text{нов}}=P_2^{\text{нов}}=P_0$ , где  $P_0$  искомое значение агрегированного параметра, приводит к необходимости решения трансцендентного уравнения

$$P_0 \cdot P_1 [\ln(P_1 \cdot P_2) - \ln(P_0 \cdot P_2)] + P_0 \cdot P_2 [\ln(P_1 \cdot P_2) - \ln(P_0 \cdot P_1)] + \ln(P_1 \cdot P_2) = \ln(P_0^2)$$

Решение этого уравнения возможно различными методами, в частности при использовании графического решения его следует записать в виде двух функций

$$y1(P_0) = P_0 \cdot P_1 [\ln(P_1 \cdot P_2) - \ln(P_0 \cdot P_2)] + P_0 \cdot P_2 [\ln(P_1 \cdot P_2) - \ln(P_0 \cdot P_1)] + \ln(P_1 \cdot P_2);$$

$$y2(P_0) = \ln(P_0^2),$$

тогда условие  $y1(P_0)=y2(P_0)$  приводит к искомому значению  $P_0 = P_1^{\text{нов}} = P_2^{\text{нов}}$ , что иллюстрирует рисунок 4.

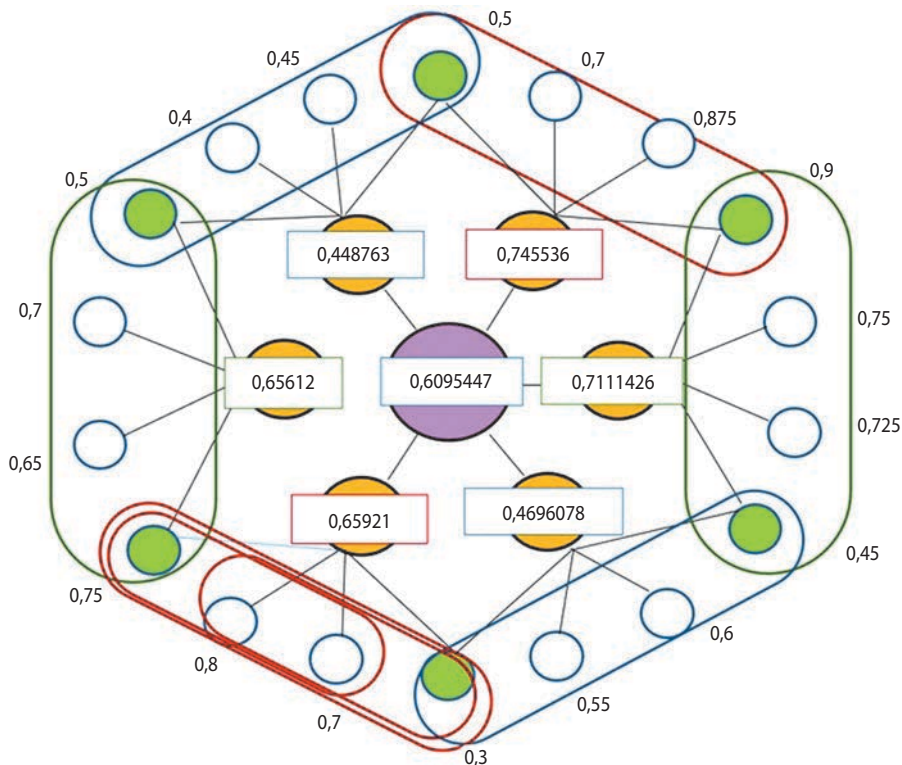
Поскольку в основе описываемой фрактальной системы оценивания показателя эффективности ПФ РКК используются шестиугольники показателей, как показано на рисунке 2, появляется необходимость в разработке алгоритма для агрегирования трёх показателей. Для случая агрегирования трёх показателей  $P_i$  в общий показатель  $P$  схема этого процесса изображена на рисунке 5. Здесь выполнено попарное агрегирование трёх показателей по вышеописанной дуальной схеме, которое приводит к общей точке со значением общего показателя.

Например, для начальных значений  $P_1=0,1; P_2=0,6; P_3=0,85$  общее значение агрегированного показателя имеет значение  $P_0=0,407$ .

Применяя алгоритм агрегирования шести периферийных значений показателей, основанный на последовательном объединении сначала трёх произвольных, а затем двух предварительно агрегированных показателей, показанных на рисунке 6, удаётся получить значение общего показателя из шести исходных.

Выполняя агрегирование по показанному алгоритму для исходной структуры, показанной на рисунке 3, удаётся получить итоговый результат, показанный на рисунке 7.

Итогом выполнения численных экспериментов по агрегированию с произвольными значениями 18-и частных периферийных показателей стало формирование таблиц со значениями показателя эффективности.



**рисунок 7.** Результаты агрегирования 18 показателей в итоговую оценку



**таблица 1** – Результаты агрегирования компонентов свойства эффективности (вариант №  $i-1$  произвольных значений частных показателей)

№	свойство	базовое значение показателя частного свойства	базовое значение показателя эффективности	прирост значения показателя эффективности
1	возможность	0,3	0,6095447	0,6195096
2	оперативность	0,7		0,619042
3	монотонность	0,8		0,618511
4	обратимость	0,75		0,61209
5	успешность	0,65		0,619231
6	рискованность	0,7		0,619042
7	безотказность	0,5		0,619042
8	диагностируемость	0,4		0,6129831
9	достижимость	0,45		0,61274
10	скоординируемость	0,5		0,619531
11	результативность	0,7		0,619042
12	устойчивость структур	0,875		0,61825
13	устойчивость процессов	0,9		0,61648
14	долговечность	0,75		0,61209
15	модифицируемость	0,725		0,619151
16	модернизируемость	0,45		0,6184583
17	сохраняемость	0,6		0,619322
18	обеспеченность	0,55		0,619039

**таблица 2** – Результаты агрегирования компонентов свойства эффективности ( $i$  -й вариант произвольных значений частных показателей)

№	свойство	базовое значение показателя частного свойства	базовое значение показателя эффективности	прирост значения показателя эффективности
1	возможность	0,3	0,55719	0,561125
....	.....			.....
6	рискованность	0,3		0,56685
....	.....			.....
17	сохраняемость	0,2		0,56278
18	обеспеченность	0,3		0,55931

**таблица 3** – Результаты агрегирования компонентов свойства эффективности (вариант №  $i+1$  произвольных значений частных показателей)

№	свойство	базовое значение показателя частного свойства	базовое значение показателя эффективности	прирост значения показателя эффективности
1	возможность	0,9	0,64418	0,64674
....	.....			.....
6	рискованность	0,3		0,64980
....	.....			.....
13	уст. процессов	0,3		0,64986
....	.....			.....
18	обеспеченность	0,9	0,64671	

Верификация алгоритма агрегирования выполнена для следующих начальных значений частных показателей:

- значения всех частных показателей равно 0,5 – общий показатель равен 0,5;
- чётные значения частных показателей равны 0,5, нечётные значения показателей равны 0,9 – значение общего показателя равно 0,68941. Прирост значений чётных показателей на 0,05 даёт прирост значения общего показателя до 0,69257; прирост значений нечётных показателей на 0,05 даёт прирост значения общего показателя до 0,69202.
- нечётные значения частных показателей равны 0,5, чётные значения показателей равны 0,9 – значение общего показателя равно 0,68941. Прирост значений нечётных показателей на 0,05 даёт прирост значения общего показателя до 0,69202; прирост значений чётных показателей на 0,05 даёт прирост значения общего показателя до 0,69257.

Также исследовалось влияние пошагового увеличения каждого показателя в диапазоне ( $p_i \in 0,0001 \div 0,999$ ) на величину 0,05, приводящее к приросту показателя эффективности.

Результаты таких численных экспериментов представлены в таблицах 1–3.

Из приведённых таблиц сделаны следующие выводы:

Во-первых, наибольший рост значения показателя эффективности ПФ РКК приносит рост частных показателей с наименьшим числовым значением, как показано в таблице 1. Это соответствует принципу слабого звена и представляется логичным.

Во-вторых, в зависимости от сочетаний значений частных показателей эффективности ПФ возможны такие ситуации, когда максимальный рост значению показателя эффективности приносит один из показателей с наименьшим значением, что отражено в таблице 2.

В-третьих, возможны варианты, когда лишь один из показателей с меньшим значением приносит наибольший рост показателю эффективности ПФ, что показано в таблице 3.

В-четвёртых, по значению наиболее влиятельного частного показателя возможно формулировать словесное описание концепции комплекса как на этапе проектирования, так и создания.

## **заключение**

Предложен методический аппарат формирования и агрегирования частных системных показателей в итоговую оценку показателя ПФ РКК. Представленный алгоритм для частных показателей построен на циклическом агрегировании шести связанных показателей. Алгоритм основан на законе сохранения

информации и положениях классической (шенноновской) теории информации. Численные эксперименты показали возможность сформирования словесного описания концепции создания РКК, а также возможность выявить формальные направления и указать стратегию реализации концепции. Алгоритм, реализованный на языке программирования Python, позволяет рассчитывать значение показателя эффективности ПФ РКК и исследовать влияние каждого показателя на итоговое значение показателя эффективности.

## **список литературы**

*Аверкиев Н.Ф., Гранкин Б.К., Козлов В.В.* Место безопасности как свойство сложной технической системы, в иерархии свойств целенаправленного объекта // Труды XIV Всероссийской научно-практической конференции «Актуальные проблемы защиты и безопасности». Т. 1. М.: Изд. ФГБУ РАРАН, 2011. С. 472-479.

*Антропова А.В., Козлов В.В., Лагун А.В.* Методы адаптации ракетно-космического комплекса к условиям его внутренней деградации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 1. С. 61-69.

*Гранкин Б.К., Козлов В.В., Мокан Д.О.* Методы оценивания работоспособности и надежности уникальных объектов // Материалы III Всероссийской научно-практической конференции «Анализ роли и места космический войск в системе операций вооруженных сил РФ при исследовании форм и способов применения объединений, соединений и учреждений КВ». СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2007. С. 135-147.

*Гуд Г.Х., Макол Р.Э.* Системотехника. Введение в проектирование больших систем / Перевод с англ. под ред. Г.Н. Поварова. М.: Изд-во Советское радио, 1962. 382 с.

*Козлов В.В., Кукушкин И.О., Лагун А.В., Слатов В.Л.* Метод структуризации системы показателей свойств ракетно-космического комплекса // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2019. Вып. 667. С. 327-336.

*Козлов В.В., Лагун А.В.* Модели и алгоритмы для внутренней адаптации ракетно-космических комплексов в условиях естественной деградации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 4. С. 52-59.

*Федоров А.В.* Обеспечение безопасности процесса функционирования стартового комплекса при возникновении нештатных ситуаций. СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2004. 136 с.

*Статья поступила в редакцию 26.09.2023*

*Статья после доработки 26.09.2023*

*Статья принята к публикации 26.09.2023*

## МУЛЬТИАГЕНТНЫЙ ПОДХОД К УПРАВЛЕНИЮ ПЕРЕДАЧЕЙ ДАННЫХ В СЕТЕВЫХ МНОГОСПУТНИКОВЫХ СИСТЕМАХ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

## MULTIAGENT MANAGEMENT PHILOSOPHY OF DATA TRANSMISSION IN THE EARTH REMOTE SENSING MULTI-SATELLITE NETWORK SYSTEMS



**А.Н. Балухто<sup>1</sup>,**  
*доктор технических наук,*  
*balukhtoan@tsniimash.ru;*  
**A.N. Balukhto**

*Рассматривается предложенный автором новый оригинальный подход к управлению передачей данных в сетевых многоспутниковых системах дистанционного зондирования Земли. В его основе лежит формальное представление указанных систем в виде самоорганизующейся мультиагентной системы.*

*Ключевые слова:*

*дистанционное зондирование Земли;  
многоспутниковые системы;  
мультиагентные системы;  
спутниковые сети передачи данных.*

DOI: 10.26162/LS.2024.63.1.013

Одной из актуальных проблем, связанных с созданием многоспутниковых систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), является обеспечение высокой оперативности доставки данных с борта КА в наземные пункты приёма информации (ППИ). В условиях ограниченных возможностей по пространственному размещению ППИ наиболее эффективным способом решения указанной проблемы является объединение всех КА с помощью межспутниковых каналов связи в единую сеть или использование внешней

*The article covers new proposed by the author distinctive approach of the data transmission control in the Earth remote sensing multi-satellite network systems. It is based on the formal representation of these systems as a self-organizing multiagent system.*

*Keywords:*

*Earth remote sensing;  
multi-satellite systems;  
multiagent systems;  
satellite data transmission networks.*

спутниковой сети передачи данных. При этом следует отметить, что эффективность такого рода сетей в части оперативности доставки данных в ППИ в значительной степени зависит от используемой технологии маршрутизации данных в сети.

В представленной работе автором предлагается оригинальный мультиагентный подход к управлению передачей данных наблюдения в сетевых многоспутниковых системах ДЗЗ (спутниковых сетях ДЗЗ), основанный на принципе самоорганизации орбитальной

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

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

## МУЛЬТИАГЕНТНЫЙ ПОДХОД К УПРАВЛЕНИЮ ПЕРЕДАЧЕЙ ДАННЫХ В СЕТЕВЫХ МНОГОСПУТНИКОВЫХ СИСТЕМАХ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

группировки (ОГ) (Балухта А.Н., Матвеев С.А., Матюшин М.М., Твердохлебова Е.М., 2020; Городецкий В.И., Карсаев О.В., 2017; Абросимов В.К., 2017; Аверкиев Н.Ф., Ключников В.Ю., Кульвиц А.В., Житников Т.А., 2023). При этом под управлением передачей данных здесь и далее понимается процесс принятия решений по формированию маршрута передачи бортовых данных наблюдения по сети и передаче указанных данных по выбранному маршруту. Такой управленческий процесс является важной составной частью управления в целом орбитальной группировкой космической системы рассматриваемого класса.

Предваряя более детальное описание предлагаемого мультиагентного подхода к управлению передачей данных в сетевых многоспутниковых системах ДЗЗ, уместно напомнить, что формально мультиагентную систему (МАС), обеспечивающую решение некоторой заданной целевой задачи, можно представить в виде кортежа (Балухта А.Н., Матвеев С.А., Матюшин М.М., Твердохлебова Е.М., 2020):

$$\langle A, R, C_0, S, Q, G \rangle,$$

где  $A$  – множество всех агентов МАС;

$R \subseteq A \times A$  – отношение связности агентов, определяющее возможные информационные связи между ними;

$C_0$  – состояние агентов на начальный момент времени  $t_0$ ;

$S = \langle S_1, S_2, \dots, S_N \rangle$  – стратегии поведения агентов МАС, где  $S_i, i=1, 2, \dots, N$  – множество стратегий поведения агентов  $i$ -го типа;

$Q$  – множество ограничений, в условиях которых должны функционировать агенты;

$G$  – цель применения системы (решаемая целевая задача, требования к желаемому выходному эффекту).

В рассматриваемом случае в качестве МАС выступает спутниковая сеть передачи данных ДЗЗ, целью применения которой является обеспечение передачи данных наблюдения с борта КА ДЗЗ в ППИ с максимально возможной оперативностью. При этом совокупность правил, в соответствии с которыми осуществляется принятие локальных решений КА-агентами по маршрутизации данных, собственно и задаёт стратегии  $S$  поведения агентов рассматриваемой МАС.

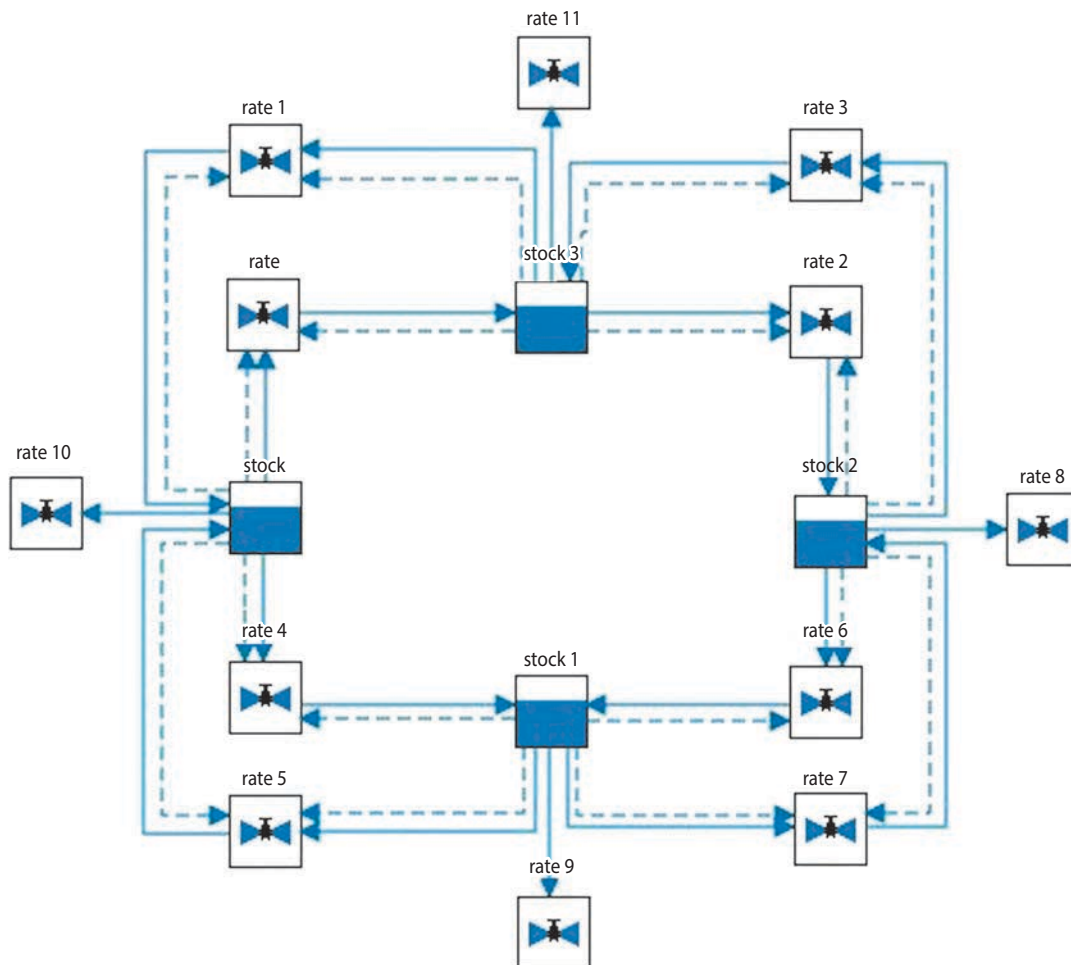


рисунок 1. Простая гидравлическая сеть сообщающихся ёмкостей

## 1. Описание предлагаемого подхода

Основная особенность спутниковой сети ДЗЗ заключается в том, что её топология динамически изменяется. При этом речь идёт о передаче больших объёмов данных наблюдения. В последние годы в области спутниковых сетей все больше внимания уделяется сетям класса DTN (Delay-and-disruption Tolerant Networks) – сетям, устойчивым к разрывам. В этом классе сетей данные в узле сохраняются до тех пор, пока не будет установлена связь с другим узлом сети.

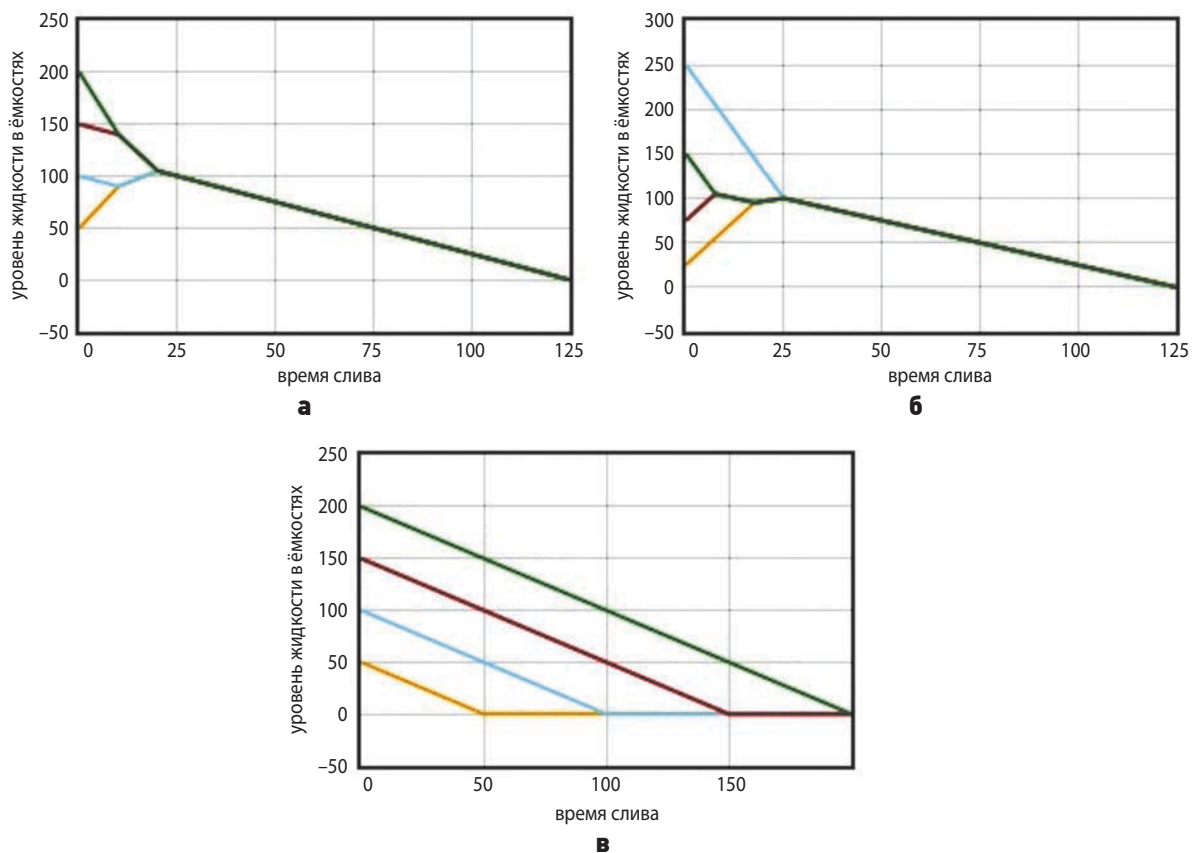
В настоящее время существуют различные алгоритмы маршрутизации данных в спутниковых сетях DTN, наиболее известными из которых являются алгоритм CGR (Contact Graph Routing) и его различные модификации (Таненбаум Э., Уэзеролл Д., 2012; Bezirgiannidis N., Caini C., Montenero D., Ruggieri M. et al., 2013; Birrane E., Burleigh S., Kasch N., 2012; Caini C., 2015; Fraire J., 2017; Fraire J., Finochietto J., 2015; Fraire J., Madoery P., Burleigh S., Feldmann S. et al., 2017; Madoery P., Fraire J., Finochietto J., 2018; Madoery P., Fraire J., Raverta F., Burleigh S., 2018; Marchese M., Patrone F., 2017; Silva A., Burleigh S., Hirata C., Obraczka K., 2015).

В этой связи следует отметить, что в рассматриваемом случае задача состоит не в поддержании сеансов непрерывной связи между соответствующими абонентами сети (насколько это необходимо и возможно), а в обеспечении максимально возможной оперативности передачи данных с борта космических аппаратов ОГ в наземные пункты приёма информации. Это даёт основание для разработки новых подходов к управлению передачей данных (маршрутизации данных) в спутниковых сетях ДЗЗ.

В основе предлагаемого подхода лежит модель, которую условно можно назвать моделью «сообщающихся сосудов».

Для более полного понимания сути предлагаемого подхода вначале рассмотрим простую гидравлическую сеть (сеть из четырёх сообщающихся сосудов), приведённую на рисунке 1 (модель создана с помощью программной платформы iWebsim). В рамках этой модели полагается, что скорости истечения жидкостей из ёмкостей являются постоянными величинами. Результаты моделирования сети приведены на рисунке 2.

Полученные результаты моделирования (рисунок 2) позволяют сделать простой и вполне очевидный



**а, б** – при наличии соединений между ёмкостями с различными начальными уровнями жидкости;  
**в** – при отсутствии соединений между ёмкостями (с одним и тем же суммарным начальным объёмом жидкости в ёмкостях).

**рисунок 2.** Результаты моделирования гидравлической сети, приведённой на рисунке 1

# МУЛЬТИАГЕНТНЫЙ ПОДХОД К УПРАВЛЕНИЮ ПЕРЕДАЧЕЙ ДАННЫХ В СЕТЕВЫХ МНОГОСПУТНИКОВЫХ СИСТЕМАХ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

вывод: при любом начальном дисбалансе уровней жидкости в ёмкостях минимально возможное время полного опустошения всех ёмкостей при фиксированных скоростях их слива может иметь место в случае соединения всех ёмкостей в единую сеть. Наличие таких связей приводит к поддержанию объёма жидкостей во всех ёмкостях на одном и том же, динамически изменяющемся, уровне (рисунки 2а и 2б). Это явление и было положено в основу предлагаемого подхода к управлению передачей данных в многоспутниковых сетях ДЗЗ.

В рассматриваемом случае в роли ёмкостей выступают бортовые накопители данных наблюдения, а в роли связей между ними – межспутниковые каналы передачи данных.

Исходя из сказанного была сформирована относительно простая система правил, в соответствии с которыми принимаются локальные решения каждым КА сети по передаче данных другим узловым её элементам. При этом правила формировались таким образом, чтобы реализуемые с их помощью процессы передачи данных в сети были максимально близки к рассмотренному выше её гидравлическому аналогу (основное отличие заключается лишь в том, что сетевые потоки данных несут сугубо дискретный характер).

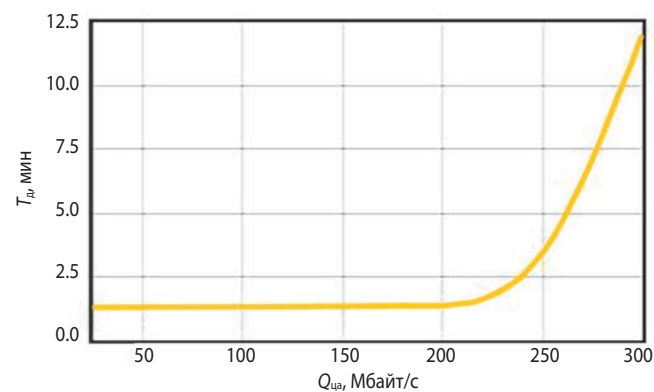
Введём следующие обозначения:

$O = \{o_1, o_2, \dots, o_n\}$  – множество всех КА орбитальной группировки, связанных между собой межспутниковыми каналами в единую спутниковую сеть;

$P = \{p_1, p_2, \dots, p_m\}$  – множество наземных пунктов приёма информации, используемых для приёма данных с борта КА спутниковой сети;

$b(o_i)$  – текущий объём данных бортового накопителя  $i$ -го КА;

$B(o_i)$  – ёмкость бортового накопителя  $i$ -го КА (максимально возможный объём данных, который может находиться в бортовом накопителе);



**рисунок 3.** Зависимость времени доставки  $T_d$  пакета данных от производительности  $Q_{ца}$  ( $G_n=100$  Мбайт,  $N_{ППИ}=5$ ,  $T_{опр}=3$  с,  $Q_{МСК}=Q_{ВРЛ}=1200$  Мбит/с)

$pSize$  – размер одного пакета данных;

$C(o_i|t)$  – множество КА, для каждого из которых на текущий момент времени  $t$  выполняются условия, необходимые для установления по межспутниковому каналу устойчивой связи с КА  $o_i \in O$ .

Опираясь на введённые обозначения, предлагаемую систему правил можно сформулировать следующим образом.

**Правило 1.** Каждый КА  $o_i \in O$  сетевой орбитальной группировки ДЗЗ с заданной периодичностью  $T_{опр}$  опрашивает (с использованием межспутниковых каналов связи) состояние бортовых накопителей данных ДЗЗ соседних КА, находящихся в зоне радиовидимости опрашивающего КА. При этом опрос осуществляется в том случае, если выполняется условие

$$b(o_i) \geq pSize. \quad (1)$$

После получения всех ответов опрашивающий КА принимает решение о передаче данных в соответствии с правилами 2–4.

**Правило 2.** Для каждого дискретного момента времени  $t$  опросного взаимодействия КА  $o_i \in O$  с его соседями  $o_j \in C(o_i|t)$  опрашивающий КА  $o_i$  выбирает тот соседний КА  $o^* \in C(o_i|t)$ , для которого выполняется условие:

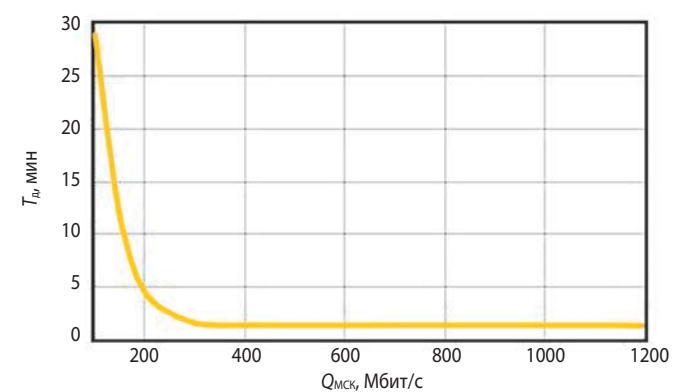
$$\forall o_j \in C(o_i|t): b(o^*) \leq b(o_j) \text{ и } b(o^*) + pSize \leq B(o^*). \quad (2)$$

**Правило 3.** Если для выбранного КА  $o^* \in C(o_i|t)$  дополнительно выполняется условие

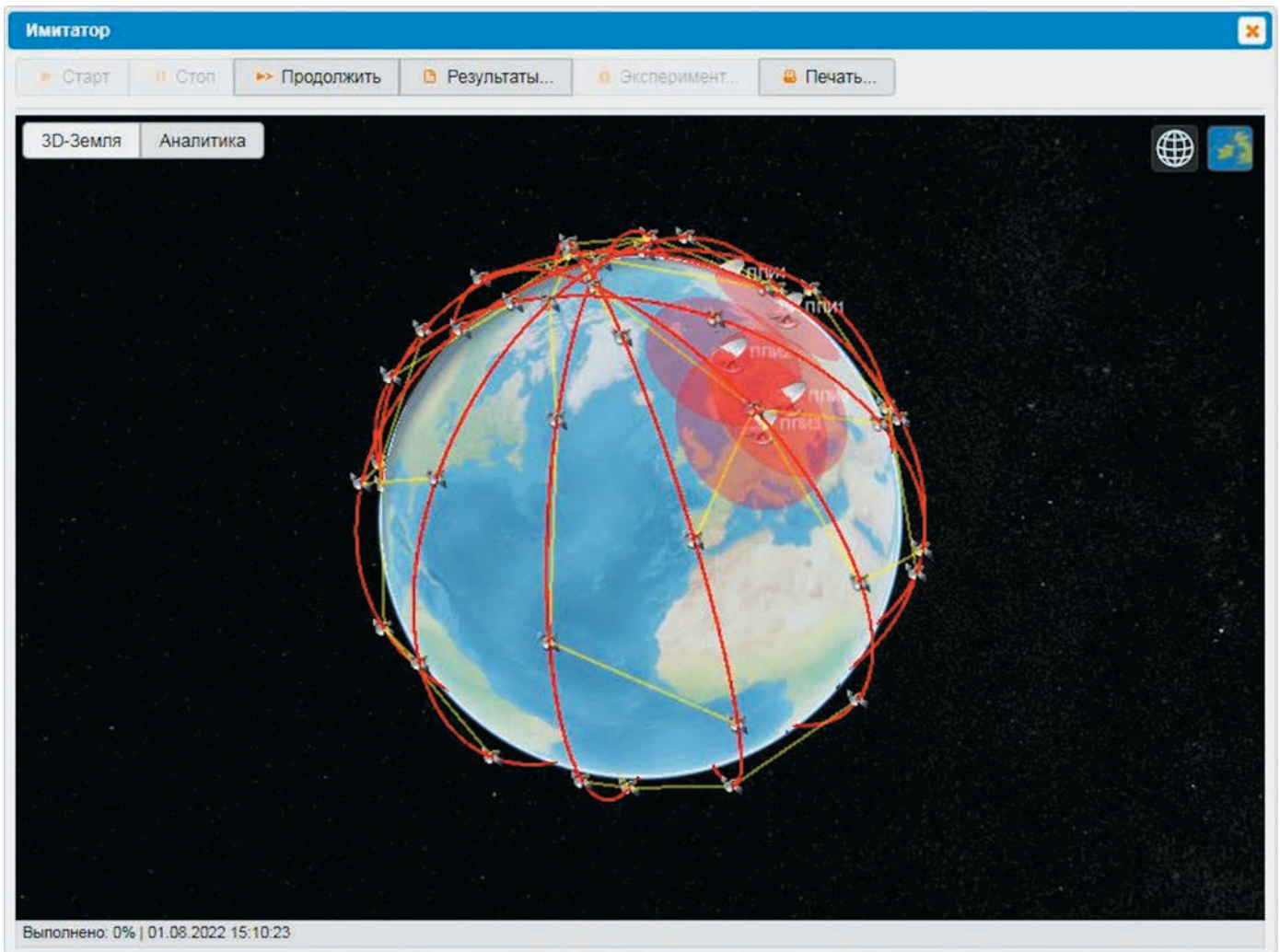
$$b(o^*) < b(o_i), \quad (3)$$

то осуществляется передача данных с КА  $o_i$  по межспутниковому каналу на борт КА  $o^*$  до того момента, пока выполняются условия (1), (2) и (3).

**Правило 4.** Если между КА  $o_i \in O$  и одним из наземных пунктов приёма информации  $p_i \in P$  установлен сеанс связи, то в этом состоянии КА  $o_i$  может только принимать данные от соседних КА и передавать данные из бортового накопителя в указанный ППИ.



**рисунок 4.** Зависимость времени доставки  $T_d$  пакета данных от скорости  $Q_{МСК}$  передачи данных по МСК ( $G_n=100$  Мбайт,  $N_{ППИ}=5$ ,  $T_{опр}=3$  с,  $Q_{МСК}=1200$  Мбит/с,  $Q_{ца}=100$  Мбайт/с)



**рисунок 5.** 3D-визуализация процесса моделирования спутниковой сети ДЗЗ (жёлтыми линиями выделены активные на текущий момент каналы связи)

Несмотря на относительную простоту, приведённые правила, как будет показано ниже, обеспечивают достаточно высокую эффективность спутниковых сетей ДЗЗ в части повышения оперативности доставки данных наблюдения с борта КА в ППИ.

## 2. Результаты проведения машинных имитационных экспериментов

Для демонстрации возможностей рассматриваемого подхода к маршрутизации данных в сетевых многоспутниковых системах ДЗЗ на рисунках 3 и 4 приведены некоторые результаты проведения машинных имитационных экспериментов с целью оценки оперативности доставки данных ДЗЗ с борта КА в ППИ. Используемые на рисунках обозначения имеют следующую интерпретацию:

$Q_{ВРЛ}$  – скорость передачи данных по высокоскоростной радиолинии (ВРЛ) «борт – Земля»;

$Q_{МСК}$  – скорость передачи данных по межспутниковому каналу (МСК);

$Q_{ца}$  – производительность целевой аппаратуры;  
 $T_d$  – среднее время доставки пакета данных с борта КА в наземный ППИ;

$G_n$  – размер одного пакета данных;

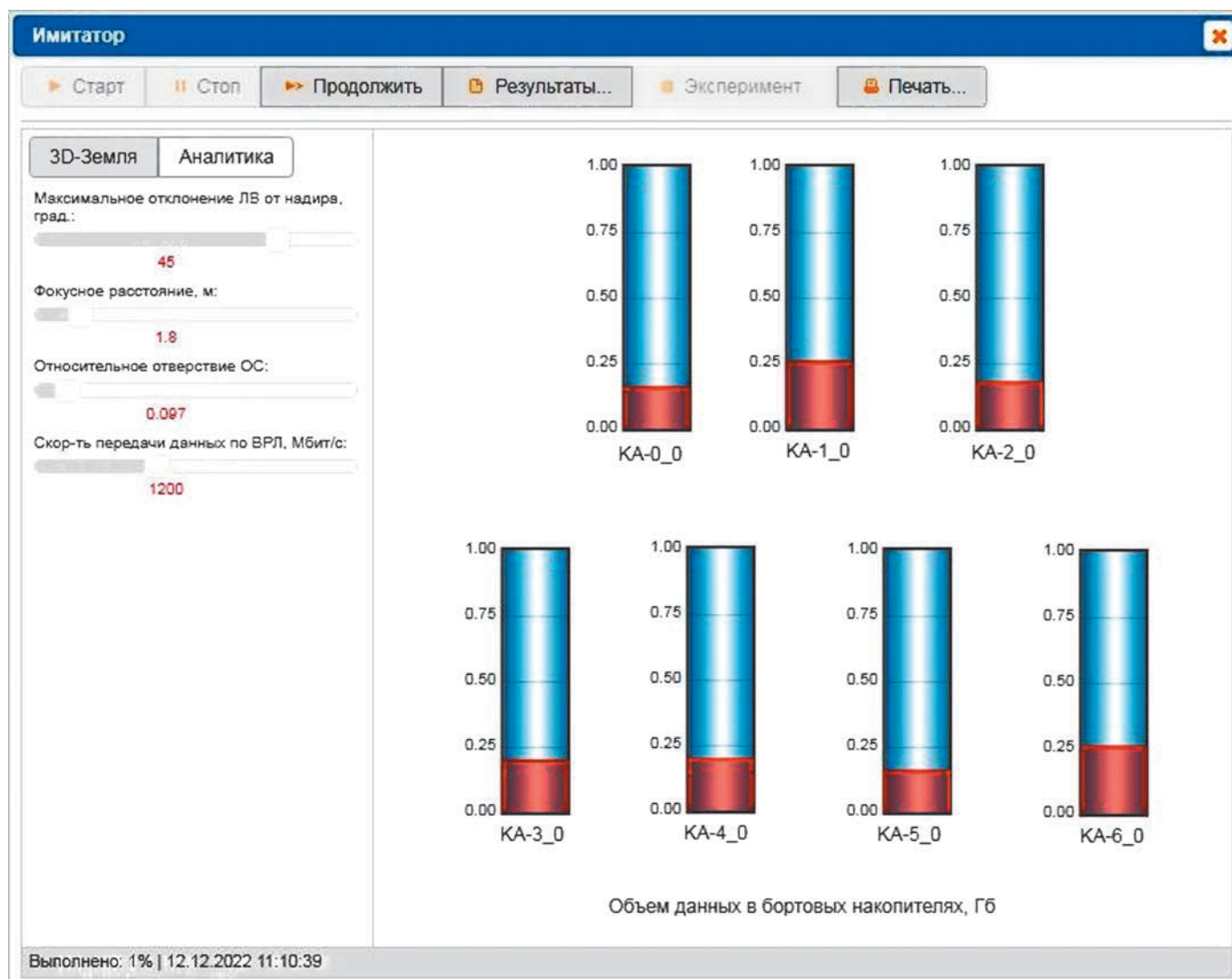
$N_{ППИ}$  – количество ППИ;

$T_{опр}$  – длительность периода опроса одним КА соседних с ним КА о состоянии накопителей данных.

На рисунках 5 и 6 приведены фрагменты пользовательского интерфейса созданных имитационных моделей многоспутниковых сетей ДЗЗ.

Представленные на рисунках 3, 4 результаты имитационного моделирования получены для следующих основных исходных данных:

- ОГ в составе 70 КА, размещаемых на солнечно-синхронных орбитах высотой 600 км (семь плоскостей по десять КА в каждой);
- наземные ППИ в количестве, равном пяти, равномерно (насколько это возможно) размещаются на территории РФ;
- ёмкость бортового накопителя данных ДЗЗ ограничивалась величиной, равной 1 Тбайт;



**рисунок 6.** Визуализация состояния бортовых накопителей данных ДЗЗ

- максимальное число абонентов сети, которые одновременно могут обслуживаться одним КА, равно 4;
- предельная дальность устойчивой связи между двумя КА – 4500 км;
- минимальная высота линии визирования «КА – КА» над поверхностью Земли – 100 км.

Полученные результаты показывают, что предложенный подход к маршрутизации данных в сетевых многоспутниковых системах ДЗЗ для рассмотренного случая позволяет довести среднее время доставки данных наблюдения с борта КА ДЗЗ по сети в наземный ППИ примерно до 1.35 минут. В целом результаты исследований позволяют сделать вывод о том, что предлагаемый подход потенциально обеспечивает возможность повышения оперативности доставки данных в ППИ в 30 и даже более раз, в зависимости от характеристик каналов связи, по сравнению со случаем, когда межспутниковые каналы передачи данных не используются.

Очевидно, что чем больше интенсивность потока пакетов данных (число пакетов в единицу времени), передаваемых по сети, и чем меньше размер самих пакетов, тем в большей степени рассмотренная выше модель управления передачей данных в сети приближается к её гидравлическому аналогу. При этом необходимо отметить, что уменьшение интенсивности потока пакетов данных, передаваемых по сети, при определённых значениях начинает негативно влиять на длительность доставки данных ДЗЗ в наземные ППИ из-за многократной переадресации пакета данных между двумя соседними КА.

Снизить негативное влияние этого явления можно, например, путём уменьшения размера передаваемых пакетов данных, что приведёт к увеличению их потока и тем самым позволит в большей степени приблизиться к идеальной гидравлической модели. Возможны и другие подходы, например, дополнительно учитывать степень близости принимающего узла сети к местам расположения наземных ППИ.



Исходя из физической сути гидравлической модели, положенной в основу рассмотренного подхода к управлению передачей данных в сетевых многоспутниковых системах ДЗЗ, можно достаточно обоснованно полагать, что теоретически он позволяет (при определённых условиях) обеспечивать максимально возможную оперативность доставки данных наблюдения с борта КА ДЗЗ в наземные пункты приёма информации.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Полученные результаты исследований показали, что предложенный подход к управлению передачей данных в сетевых многоспутниковых системах ДЗЗ работоспособен и теоретически позволяет повысить оперативность доставки бортовых данных наблюдения в ППИ в десятки раз по сравнению со случаем, когда межспутниковые каналы связи не используются.

Увеличение числа ППИ, размещаемых на территории РФ, с целью повышения оперативности доставки указанных данных для принятой в расчётах скорости передачи данных по каналу «борт – Земля» (1200 Мбит/с) не приводит к получению существенного эффекта.

Необходимо также отметить, что имитационные модели, которые использовались при проведении исследований, требуют дальнейшего своего развития с точки зрения более полного учёта всех возможных ограничений, в условиях которых может функционировать реальная многоспутниковая сеть. Это является предметом дальнейших исследований.

Важно также ещё раз подчеркнуть, что, исходя из физической сути гидравлической модели, положенной в основу рассмотренного подхода к управлению передачей данных в сетевых многоспутниковых системах ДЗЗ, данный подход позволяет (с использованием соответствующих имитационных моделей) оценивать максимально возможную (предельную) оперативность доставки данных ДЗЗ с борта КА в наземные средства приёма информации.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

*Абросимов В.К.* Коллективы интеллектуальных летательных аппаратов. М.: Издательский Дом «Наука», 2017. 304 с.

*Аверкиев Н.Ф., Ключников В.Ю., Кульвиц А.В., Житников Т.А.* Обобщённый метод обоснования баллистических структур кластера малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 2. С. 38-46.

*Балухто А.Н., Матвеев С.А., Матюшин М.М., Твердохлебова Е.М.* Технологии искусственного интеллекта в управлении многоспутниковыми группировками // Космонавтика и ракетостроение. 2020. Вып. 32. С. 64-73.

*Городецкий В.И., Карсаев О.В.* Самоорганизация группового поведения кластера малых спутников распределённой системы наблюдения // Изв. ЮФУ. Технические науки. 2017. № 1-2. С. 234-247.

*Таненбаум Э., Уэзеролл Д.* Компьютерные сети. 5-е изд. СПб.: Питер, 2012. 960 с.

*Bezirgiannidis N., Caini C., Montenero D., Ruggieri M. et al.* Contact graph routing enhancements for delay tolerant space communications // Proceedings of the 7<sup>th</sup> Advanced Satellite Multimedia Systems Conference and the 13<sup>th</sup> Signal Processing for Space Communications Workshop. 2013. P. 17-23.

*Birrane E., Burleigh S., Kasch N.* Analysis of the contact graph routing algorithm: bounding interplanetary paths // Acta Astronautica. 2012. Vol. 75. P. 108-119.

*Caini C.* 2-Delay-tolerant networks (DTNs) for satellite communications // Advances in Delay-Tolerant Networks (DTNs) / Ed. J. Rodrigues. Oxford: Woodhead Publishing. 2015. P. 25-47.

*Fraire J.* Introducing Contact Plan Designer: A Planning Tool for DTN-Based Space-Terrestrial Networks // 6<sup>th</sup> International Conference on Space Mission Challenge for Information Technology. 2017. P. 124-127.

*Fraire J., Finochietto J.* Design Challenges in Contact Plans for Disruption-Tolerant Satellite Networks // IEEE Communications Magazine. 2015. Vol. 53. P. 163-169.

*Fraire J., Madoery P., Burleigh S., Feldmann S. et al.* Assessing Contact Graph Routing Performance and Reliability in Distributed Satellite Constellations // Journal of Computer Networks and Communications. 2017. Article ID 2830542. 18 p.

*Madoery P., Fraire J., Finochietto J.* Congestion management techniques for disruption-tolerant satellite networks // International Journal of Satellite Communications and Networking. 2018. Vol. 36, № 2. P. 165-178.

*Madoery P., Fraire J., Raverta F., Burleigh S.* Managing Routing Scalability in Space DTNs // 6<sup>th</sup> IEEE International Conference on Wireless for Space and Extreme Environments. 2018. P. 160-165.

*Marchese M., Patrone F.* A source routing algorithm based on CGR for DTN-nanosatellite networks // Global Communications Conference IEEE, 2017. P. 1-6.

*Silva A., Burleigh S., Hirata C., Obraczka K.* A survey on congestion control for delay and disruption tolerant networks // Ad Hoc Networks. 2015. Vol. 25. Part B.P. 480-493.

*Статья поступила в редакцию 29.11.2023*

*Статья после доработки 30.11.2023*

*Статья принята к публикации 30.11.2023*

## ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

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).
  2. Рецензентов назначает главный редактор или по его поручению заместитель главного редактора журнала.
  3. Статьи из других организаций направляются в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя главного редактора журнала. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, рецензии.
  4. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный 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 (полное название организации, страна, город), контактная информация (e-mail), заглавие статьи, краткая аннотация (5–7 строк), ключевые слова (5–6 слов) на русском языке и на английском языке;
    - основной текст;
    - список литературы.
  7. Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **A4**.
  8. Набирать текст и формулы необходимо в **MS Word**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.
  9. Формулы набираются латинским алфавитом, размер шрифта 14. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.
  10. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
  11. Элементы списка 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.
  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 имён).
  13. Таблицы должны быть пронумерованы, иметь краткое наименование, межстрочный интервал в наименовании таблицы одинарный, выравнивание по ширине страницы. Текст в таблице печатается со строчных букв, без полужирного начертания.
  14. После принятия статьи к публикации предоставить в электронном виде в адрес электронной почты [vestnik@laspace.ru](mailto:vestnik@laspace.ru) следующие файлы:
    - сформированной статьи, тип файла **.docx**;
    - рисунков, графиков, тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не более формата A4;
    - фотографий авторов, тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не менее 10×15;
    - сведений об авторах, тип файла **.docx**.В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), учёное звание, учёную степень, аспирант или соискатель учёной степени, должность, домашний и рабочий телефоны (с кодом города), мобильный (предпочтительней), адрес электронной почты.
- Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов Вы можете получить у сотрудников редакции по тел.: 8 (495) 575-55-63.

---

### издатель

ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ

**АО «НПО ЛАВОЧКИНА»**

научный редактор В.В. Ефанов

корректоры Н.В. Пригородова

вёрстка А.Ю. Титова

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –

«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»

подписано в печать 19.02.2024. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 12,0 печ. л. тираж 200 экз. цена свободная

дата выхода в свет 29.03.2024

отпечатано с готового оригинал-макета в ООО «Вертола»

424030, РМЭ, г. Йошкар-Ола, ул. Мира, д. 21.



**23–26.01.2024**  
 на площадке МГТУ им. Н.Э. Баумана прошли XLVIII академические чтения по космонавтике. На пленарном заседании доклад, представленный генеральным директором ГК «РОСКОСМОС» Юрием Ивановичем БОРИСОВЫМ о результатах работы в 2023 году и дальнейших перспективах, был встречен с большим интересом

**26.01.2024**  
 на площадке АО «НПО Лавочкина» прошло заседание секции № 18 имени Георгия Николаевича БАБАКИНА. На этом заседании было представлено 25 докладов, из них 8 стендовых.

### ПРИОРИТЕТЫ НА 2024 ГОД

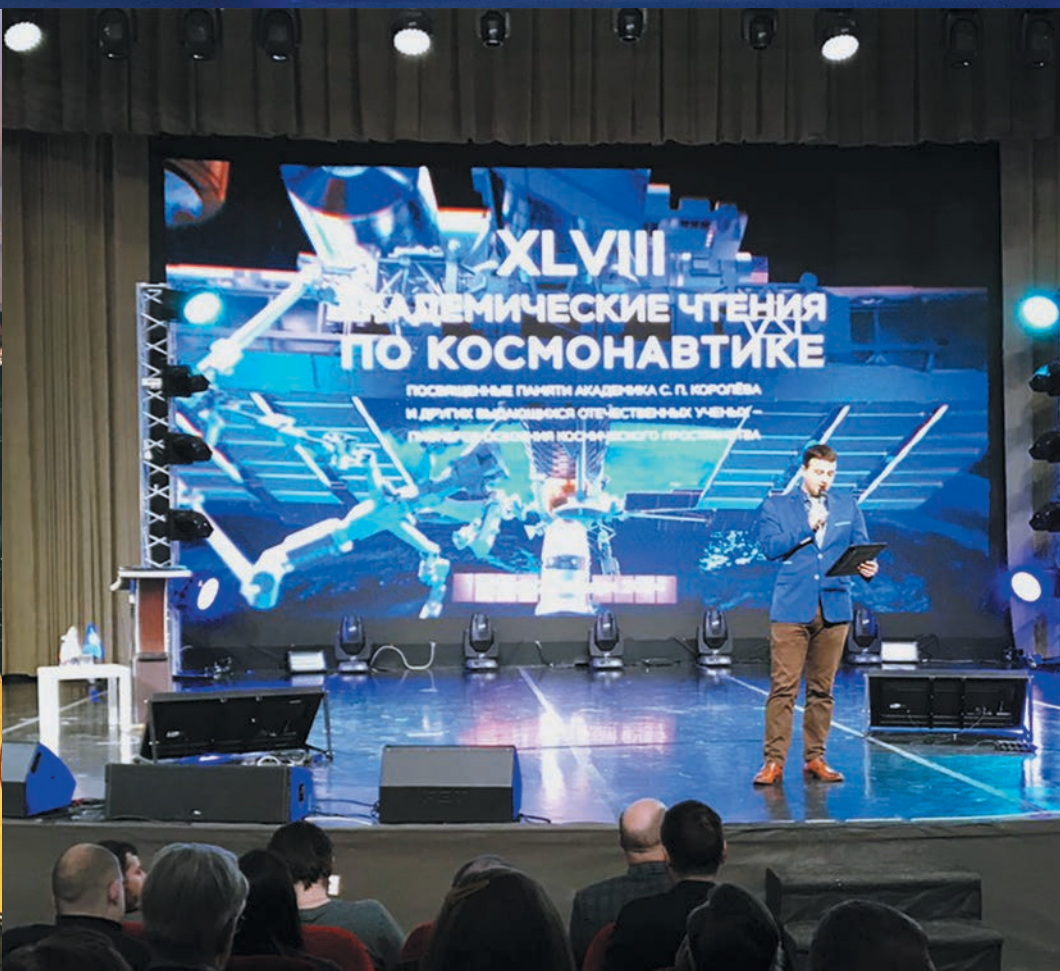
- 01** РАЗВИТИЕ ОРБИТАЛЬНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ГРУППИРОВКИ. ИНДУСТРИАЛЬНАЯ МОДЕЛЬ ПРОИЗВОДСТВА КА
  - ЗАПУСК КА МАРАФОН ИТ
  - КОГНИТИВНЫЕ КА БЕРКУТ
  - РЕАЛИЗАЦИЯ ПРОЕКТА ГРИФОН
- 02** НОВЫЕ СРЕДСТВА ВЫВЕДЕНИЯ И РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ
  - ЗАПУСК РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ КАМ АРА А-5Ф С ВОСТОЧНОГО
  - РАЗРАБОТКА НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ
    - АМУР-СП
    - КОРОНА
    - КРЫЛО-СВ
- 03** ПИЛОТИРУЕМАЯ КОСМИЧЕСКАЯ ПРОГРАММА
  - ПРОЕКТИРОВАНИЕ И СОЗДАНИЕ РОССИЙСКОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ
- 04** НАУЧНЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ ПРОГРАММЫ
  - ЛУННАЯ КОСМИЧЕСКАЯ ПРОГРАММА РОССИИ
    - ЛУНА-26 / 2027 ГОД
    - ЛУНА-27 / 2028 ГОД
  - НАУЧНЫЕ МИССИИ
    - СПЕКТР-УФ
    - ВЕНЕРА-Д
- 05** РАЗВИТИЕ АВЕРНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ЭНЕРГЕТИКИ
  - РЕАЛИЗАЦИЯ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ И ОПЫТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ РАБОТ

### КЛЮЧЕВЫЕ ИТОГИ 2023 ГОДА

- 19** КОСМИЧЕСКИХ ПУБЛИКАЦИЙ НАЦИОНАЛЬНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ
- 117** НАУЧНЫХ РАБОТ
- 19** КОСМИЧЕСКИХ ПУБЛИКАЦИЙ НАЦИОНАЛЬНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ
- 117** НАУЧНЫХ РАБОТ
- 19** КОСМИЧЕСКИХ ПУБЛИКАЦИЙ НАЦИОНАЛЬНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ
- 117** НАУЧНЫХ РАБОТ

### КЛЮЧЕВЫЕ ИТОГИ 2023 ГОДА

- 2023** ГОД НОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
  - ЗАПУСК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
  - ЗАДАЧЕНЫ КОНТАКТ НА ИССЛЕДОВАНИЕ
  - ЗАДАЧЕНЫ КОНТАКТ НА ИССЛЕДОВАНИЕ
  - ЗАДАЧЕНЫ КОНТАКТ НА ИССЛЕДОВАНИЕ
- 6** ЗАДАЧЕНЫ КОНТАКТ НА ИССЛЕДОВАНИЕ
- 5** ЗАДАЧЕНЫ КОНТАКТ НА ИССЛЕДОВАНИЕ
- 132** ЗАДАЧЕНЫ КОНТАКТ НА ИССЛЕДОВАНИЕ





ПОДГОТОВКА  
К ЗАПУСКУ  
ИСКУССТВЕННОГО  
СПУТНИКА ЗЕМЛИ  
**АРКТИКА-М**  
НА КОСМОДРОМЕ

