



## 50 ЛЕТ ПОСАДКИ НА ПЛАНЕТУ КА ВЕНЕРА-8

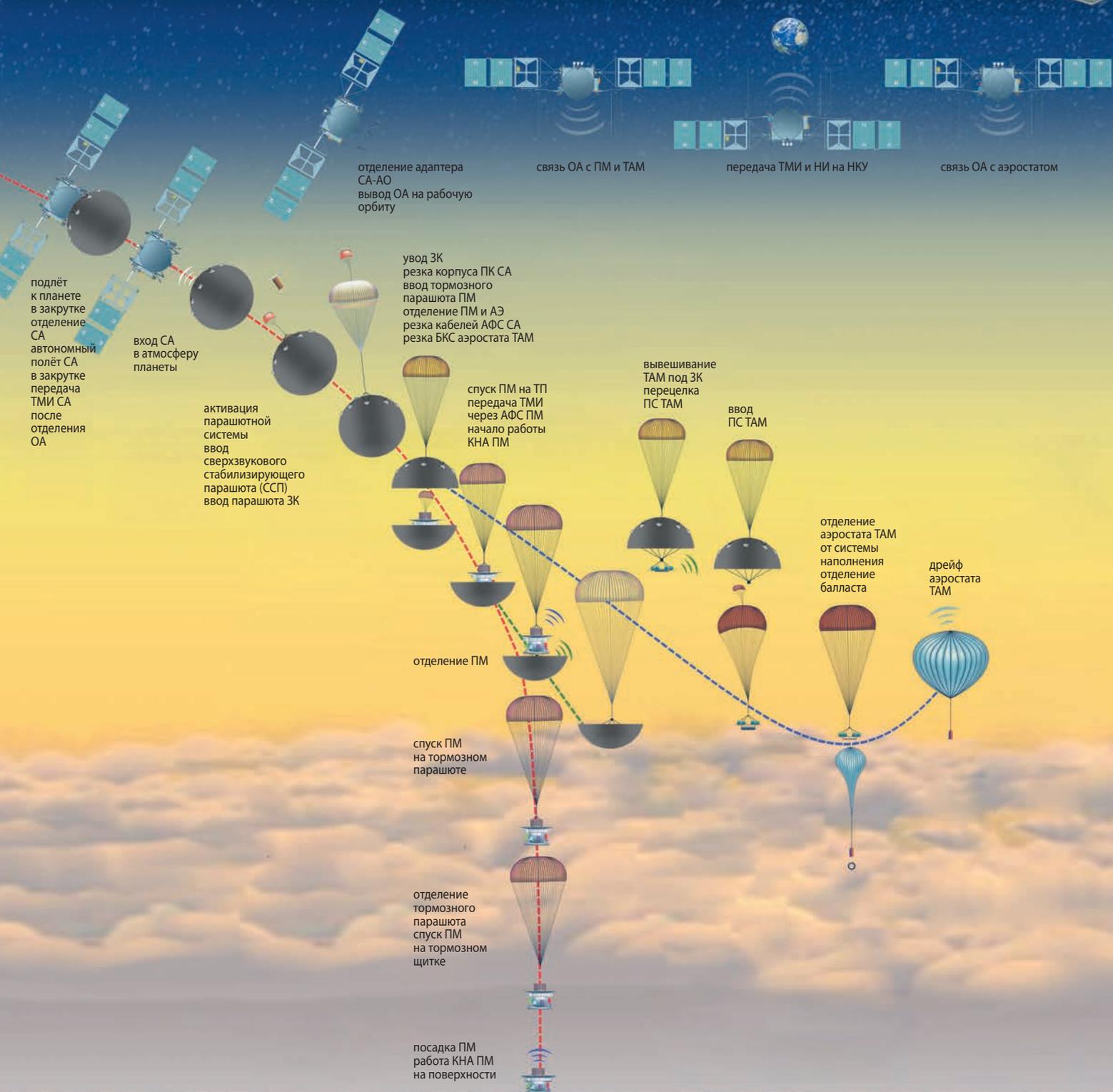
- ВПЕРВЫЕ совершена посадка на освещённую сторону планеты
- проведены ИЗМЕРЕНИЯ температуры, давления, освещённости в атмосфере и на поверхности планеты
- ОПРЕДЕЛЕНЫ скорость ветра, содержание аммиака в атмосфере
- ВПЕРВЫЕ получены данные о составе поверхности пород в месте посадки

# ПРОЕКТ ПЕРСПЕКТИВНОЙ УНИВЕРСАЛЬНОЙ АВТОМАТИЧЕСКОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ПЛАНЕТ С АТМОСФЕРОЙ

**НАЗНАЧЕНИЕ** – доставка составного КА в заданную точку их разделения на подлётной траектории к планете для исследований на современном научно-техническом уровне

**ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ:** изучение атмосферы, поверхности, внутреннего строения и окружающей плазмы планеты

**В ОСНОВУ ПРОЕКТА** положены проектно-конструкторские решения, реализованные на автоматических межпланетных станциях ВЕНЕРА-9...-14 и ВЕГА-1, -2, прошедшие лётные испытания



## с о д е р ж а н и е

**Косенкова А.В., Ткачев Н.А.**  
Методика оценки основных проектных характеристик баллистического спускаемого аппарата в рамках перспективного проекта для исследования Венеры. . . . . 3

**Бабаков А.В., Финченко В.С.**  
Численное исследование сверхзвукового обтекания и силовых характеристик спускаемого в атмосфере аппарата и находящегося в его следе парашюта . . . . . 10

**Блошенко А.В., Кошлаков В.В., Ризаханов Р.Н., Сигалаев С.К., Слесарев Д.Ф.**  
Газонепроницаемое эрозионно-стойкое покрытие из оксида алюминия, синтезированного методом атомно-слоевого осаждения . . . . . 18

**Загарских В.И., Кузин Е.Н., Ефанов В.В.**  
Устройство иницирования с предохранительно-исполнительным механизмом для систем автоматики летательных аппаратов. . . . . 25

**Матвеев Ю.А.**  
Модели оценки безопасности (живучести) КА при разработке: системный подход . . . . . 29

**Деменко О.Г.**  
Передача ударной нагрузки через болтовое соединение элементов конструкции космического аппарата. . . . . 38

**Телепнев П.П., Ефанов В.В., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В.**  
К вопросу моделирования динамических возмущений от электромаховичных исполнительных устройств в упругом подвесе виброизолятора. . . . . 46

**Лагун А.В., Козлов В.В.**  
Модели и алгоритмы для внутренней адаптации ракетно-космических комплексов в условиях естественной деградации . . . . . 52

**Ильин А.Л., Шульженко А.В., Шульженко А.Д.**  
Принцип формирования тестовых локальных шумоподобных областей на радиолокационных изображениях путём переизлучения зондирующих сигналов с частичным разрушением их когерентности и требования к точности радиометрической калибровки радиолокаторов с синтезированной апертурой . . . . . 60

### 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 по группе научных специальностей 2.5. Машиностроение
  - 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 «Периодические издания. Газеты и журналы» ООО 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@LSPACE.RU](mailto:VESTNIK@LSPACE.RU)  
адрес в Интернете: <http://WWW.VESTNIK.LSPACE.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 **В.М. Давыдов**  
д.т.н. **К.А. Занин**  
к.т.н. **А.А. Мошнеев**  
д.т.н. **А.Е. Назаров**  
д.т.н., профессор **С.Н. Шевченко**  
к.т.н. **А.Е. Ширшаков**

### редакционный совет

председатель  
к.т.н., профессор **В.А. Колмыков**  
академик РАН **О.М. Алифанов**  
д.ф.-м.н., профессор **В.В. Асмус**  
д.т.н., профессор **Б.И. Глазов**  
академик РАН **Л.М. Зелёный**  
чл.-корр. АНРТ **Х.И. Ибадинов**  
к.т.н. **Е.Н. Кузин**  
д.т.н., профессор **А.А. Любомудров**  
академик РАН **М.Я. Маров**  
д.т.н., профессор **Ю.А. Матвеев**  
академик  
НАН Беларуси **О.Г. Пенязьков**  
академик РАН **Г.А. Попов**  
д.т.н. **В.С. Финченко**  
д.т.н., профессор **В.В. Хартов**  
д.т.н., профессор **Е.Н. Хохлачев**  
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



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**  
*c.sc. (eng.)* **A.A. Moisheev**  
*d.eng.* **A.E. Nazarov**  
*d.eng., professor* **S.N. Shevchenko**  
*c.sc. (eng.)* **A.E. Shirshakov**

**editorial council**  
 chairman –  
*c.sc. (eng.)* **V.A. Kolmykov**  
 academician RAN **O.M. Alifanov**  
 doctor of physical and mathematical  
 sciences, professor **V.V. Asmus**  
*d.eng., professor* **B.I. Glazov**  
 academician RAN **L.M. Zelenyi**  
 corresponding  
 member ANRT **H.I. Ibadinov**  
*c.sc. (eng.)* **E.N. Kuzin**  
*d.eng., professor* **A.A. Lyubomudrov**  
 academician RAN **M.Y. Marov**  
*d.eng., professor* **Y.A. Matveev**  
 academician NASB **O.G. Penyazkov**  
 academician RAN **G.A. Popov**  
*d.eng.* **V.S. Finchenko**  
*d.eng., professor* **V.V. Khartov**  
*d.eng., professor* **E.N. Khokhlachev**  
 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

**Kosenkova A.V., Tkachev N.A.**  
 Methodology of assessing the ballistic descent vehicle main design characteristics within a perspective project for the Venus exploration ..... 3

**Babakov A.V., Finchenko V.S.**  
 Numerical study of supersonic streamline and force characteristics of the descent in the atmosphere vehicle and the parachute located in its wake ..... 10

**Bloshenko A.V., Koshlakov V.V., Rizakhanov R.N., Sigalaev S.K., Slesarev D.F.**  
 Gas-tight erosion-resistant aluminium oxide coating synthesized by atomic layer deposition ..... 18

**Zagarskih V.I., Kuzin E.N., Efanov V.V.**  
 Initiation device with fuse and actuator mechanism for aircraft automatic control systems ..... 25

**Matveev Yu.A.**  
 Models for assessing the safety (survivability) of spacecraft during development: a systematic approach ..... 29

**Demenko O.G.**  
 Shock load transmission through bolted connection of spacecraft structural elements ..... 38

**Telepnev P.P., Efanov V.V., Kuznetsov D.A., Gerasimchuk V.V.**  
 On the issue of modeling dynamic disturbances from electro-flywheel actuators in an elastic suspension of a vibration isolator ..... 46

**Lagun A.V., Kozlov V.V.**  
 Models and algorithms for internal adaptation of rocket and space complexes in conditions of natural degradation ..... 52

**Ilyin A.L., Shulzhenko A.V., Shulzhenko A.D.**  
 The principle of forming test local noise-like areas on radar images by re-emitting probing signals with partial destruction of their coherence and the requirements for the accuracy of time synchronization of the repeater when solving problems of radiometric calibration of synthetic aperture radars ..... 60

### 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 editions, authorized by the SUPREME CERTIFICATION COMMITTEE OF THE RUSSIAN FEDERATION, in the group of the scientific categories 2.5. Mechanical engineering
  - 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 «Periodicheskie Izdaniya. Gazeti i Jurnalii» 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>

## МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК БАЛЛИСТИЧЕСКОГО СПУСКАЕМОГО АППАРАТА В РАМКАХ ПЕРСПЕКТИВНОГО ПРОЕКТА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ



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

*Рассмотрены баллистические спускаемые аппараты для осуществления спуска в атмосфере Венеры. Определены приближённые зависимости максимальной перегрузки и высоты, соответствующей переходу спускаемого аппарата на дозвуковой режим полёта, от баллистического коэффициента спускаемого аппарата, угла и скорости входа в атмосферу. Предложена методика, позволяющая определять проектные характеристики и аэродинамическую форму баллистического спускаемого аппарата на ранних этапах проектирования при наличии ограничений по перегрузке и минимальной высоте ввода дозвуковой парашютной системы.*

*Ключевые слова: баллистический спускаемый аппарат; траектория спуска; Венера; аппроксимация; метод наименьших квадратов.*

DOI: 10.26162/LS.2022.58.4.001

### ВВЕДЕНИЕ

Среди планируемых различными космическими аппаратами миссий к Венере проекты «ВЕНЕРА-Д» (*Phase II report...*, 2019; Косенкова А.В. и др., 2021; Zaslava L.V. et al., 2022), VENUS FLAGSHIP MISSION (VFM) (*Bullock M.A. et al.*, 2009), DAVINCI/

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

## METHODOLOGY OF ASSESSING THE BALLISTIC DESCENT VEHICLE MAIN DESIGN CHARACTERISTICS WITHIN A PERSPECTIVE PROJECT FOR THE VENUS EXPLORATION



**Н.А. Ткачев<sup>1</sup>**,  
*TkachevNA@laspace.ru*;  
**N.A. Tkachev**

*The article covers ballistic descent vehicles for making their descent in the Venus atmosphere. Approximate functions of the maximum overload and height corresponding to the descent vehicle transition to the subsonic flight mode from the ballistic coefficient of the descent vehicle, entry angle and entry velocity into the atmosphere were determined. The methodology that determines the design characteristics and aerodynamic form of a ballistic descent vehicle during the first stages of design while having restrictions on overload and minimum input height of the subsonic parachute system is proposed.*

*Key words: ballistic descent vehicle; descent trajectory; Venus; approximation; method of least squares.*

DAVINCI+ (*Garvin J. et al.*, 2020; *Garvin J.B. et al.*, 2022), «VENUS MOBILE EXPLORER (VME)» (*Glaze L.S. et al.*, 2009) предполагают наличие спускаемого аппарата для проведения измерений в атмосфере и/или у поверхности планеты.

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

Все советские спускаемые аппараты (СА) автоматических межпланетных станций (АМС) «ВЕНЕРА-4»...«ВЕГА-1, -2» представляли собой баллистические аппараты сферической формы (Маров М.Я., Хантресс У.Т., 2013; Косенкова А.В. и др., 2018; Мошнев А.А. и др., 2020). Зонды американского космического аппарата для изучения Венеры «ПИОНЕР-ВЕНЕРА-2» (Colin L., Hall C.F., 1997; Шубин П.С., 2017) также относятся к баллистическим аппаратам и имеют форму конуса со сферическим затуплением.

Использование баллистических СА объясняется простотой и надёжностью таких аппаратов ввиду отсутствия необходимости управления движением. В перспективных миссиях к Венере также предполагается использование СА баллистических типов различных аэродинамических форм, выбираемых исходя из целей и задач миссий, а также характеристик составных частей СА и требований, предъявляемых к ним.

## 1. Постановка задачи

При разработке СА оценивают нагрузки, которые будут действовать на аппарат при входе в атмосферу: максимальные скоростной напор и перегрузку, а также тепловые потоки, время их воздействия и характер распределения по поверхности. Эти параметры во многом определяют компоновку СА и его массу. Основные характеристики СА и траектории его спуска, влияющие на нагрузки при аэродинамическом торможении – это скорость аппарата и угол наклона траектории при входе в атмосферу, масса аппарата, его аэродинамическая форма (коэффициенты силы лобового сопротивления и подъёмной силы) и площадь миделевого сечения.

Максимальная перегрузка является существенным фактором при разработке компоновки СА, имеющего в своём составе чувствительные к механическим нагрузкам элементы бортовых систем или конструкции.

На высоте полёта, соответствующей трансзвуковому режиму полёта при числе Маха  $M \cong 1$ , целесообразно введение дозвуковой парашютной системы, которая должна обеспечить отделение составных частей (СЧ) СА на заданных интервалах высот. Такие вопросы затрагивались, например, при проектировании АМС «ВЕНЕРА-7» (объект «В-70») (Техническое задание на разработку автоматического космического аппарата для исследования планеты Венеры в 1970 г., 1970) и АМС «ВЕГА-1,-2» (Маров М.Я., Хантресс У.Т., 2013).

Таким образом, ограничения по максимальной перегрузке при спуске и минимальной высоте ввода дозвуковой парашютной системы могут быть определяющими требованиями при выборе аэродинамической формы СА.

В данной работе предлагается методика оценки проектных характеристик баллистических спускаемых аппаратов на ранних этапах проектирования, основанная на получении зависимостей максимальной перегрузки и высоты, соответствующей переходу СА на дозвуковой режим полёта, от угла и скорости входа СА в атмосферу Венеры и от его баллистического коэффициента, определяющего аэродинамическую форму, массу и габариты СА.

## 2. Метод решения

Рассмотрим спускаемые аппараты, осуществляющие баллистический (с нулевым углом атаки) неуправляемый спуск в атмосфере Венеры с сохранением целостности и работоспособности входящих в него составных частей. СА, не имеющие аэродинамического качества, позволяют исключить из состава СА системы управления движением.

Введём безразмерную величину, включающую в себя основные проектные характеристики СА – баллистический коэффициент:

$$\sigma_x = \frac{C_{xa} S_m}{M_{CA}}, \quad (1)$$

где  $M_{CA}$  – масса спускаемого аппарата, кг;

$S_m$  – площадь миделя СА, м<sup>2</sup>;

$C_{xa}$  – коэффициент лобового сопротивления.

СА для исследования Венеры могут иметь широкий спектр баллистических коэффициентов. Так, например, баллистический коэффициент СА АМС «ВЕГА» сферической формы диаметром 2,4 м и массой 1750 кг (Маров М.Я., Хантресс У.Т., 2013)  $\sigma_x = 0,0023$  м<sup>2</sup>/кг; у капсулы EXPERT с надувным тормозным устройством (НТУ) конической формы диаметром 3,24 м и массой 450 кг (Финченко В.С. и др., 2019)  $\sigma_x = 0,0284$  м<sup>2</sup>/кг; у капсулы для доставки аэростатного зонда в атмосферу Венеры, оснащённой НТУ, диаметром 2,5 м массой 170 кг (Пичхадзе К.М. и др., 2015; Финченко В.С. и др., 2019)  $\sigma_x = 0,0447$  м<sup>2</sup>/кг.

В работе ограничимся спектром баллистических коэффициентов в диапазоне от 0,001 м<sup>2</sup>/кг до 0,025 м<sup>2</sup>/кг с шагом 0,001 м<sup>2</sup>/кг.

Рассматриваемые СА также могут иметь различные условия входа в атмосферу, определяемые целями и задачами миссий, а также баллистикой межпланетного перелёта.

Для наиболее полного охвата возможных углов входа в атмосферу рассматриваются углы в диапазоне от  $-5^\circ$  до  $-15^\circ$  с шагом  $1^\circ$  и углы в диапазоне от  $-15^\circ$  до  $-90^\circ$  с шагом  $15^\circ$ . Углы входа в диапазоне от 0 до  $-5^\circ$  на практике невозможно реализовать для подавляющего большинства вариантов форм баллистических СА.

Скорости входа в атмосферу рассматриваются в диапазоне от 7,5 км/с, это соответствует входу в атмосферу с низкой опорной орбиты, до 14,5 км/с,

что позволяет учесть траектории подлёта с параболической (~11 км/с) и умеренными гиперболическими скоростями входа, с шагом 0,5 км/с.

Для получения искомым зависимостей определим значения максимальной перегрузки и высоты, соответствующей переходу СА на дозвуковой режим полёта, для различных СА, отличающихся баллистическими коэффициентами, и для различных параметров входа в атмосферу. С учётом рассматриваемых диапазонов и шагов изменения входных параметров общее количество рассматриваемых траекторий достигает 6000.

Допущения, используемые при решении задачи:

- поверхность Венеры сферическая, поле тяготения центральное;
- скорости вращения Венеры относительно оси и движения атмосферы планеты относительно её поверхности считаются пренебрежимо малыми по сравнению со скоростью движения аппарата;
- траектория спуска СА лежит в одной плоскости с центром тяготения;
- спускаемый аппарат рассматривается как материальная точка: движение по углу крена и углу рысканья отсутствует, угол атаки нулевой;
- аэродинамическое качество считается нулевым – подъёмная сила отсутствует;
- коэффициент силы лобового сопротивления и масса СА считаются постоянными при  $M \geq 1$ .

При проведении расчётов использовалась модель атмосферы Венеры VIRA-30 (Kliore A.J. et al., 1985; Seiff A. et al., 1985; Basilevsky A.T., Head J.W., 2003).

С учётом принятых допущений система уравнений движения спускаемого аппарата в атмосфере Венеры в скоростной системе координат запишется в виде (Феодосьев В.И., 1979):

$$\begin{cases} M_{CA} \dot{v} = -C_{xa} \frac{\rho v^2}{2} S_m - M_{CA} g_v(h) \sin(\vartheta) \\ v \dot{\vartheta} = \left[ \frac{v^2}{R_v + h} - g_v(h) \right] \cos(\vartheta) \\ \dot{h} = v \sin(\vartheta) \end{cases}$$

или, при использовании баллистического коэффициента (1):

$$\begin{cases} \dot{v} = -\sigma_x \frac{\rho v^2}{2} - g_v(h) \sin(\vartheta) \\ \dot{\vartheta} = \left( \frac{v}{R_v + h} - \frac{g_v(h)}{v} \right) \cos(\vartheta), \\ \dot{h} = v \sin(\vartheta) \end{cases} \quad (2)$$

где  $v$  – скорость СА, м/с;

$\vartheta$  – угол наклона траектории относительно местного горизонта, рад;

$h$  – высота полёта относительно поверхности, м;

$\rho$  – плотность атмосферы, кг/м<sup>3</sup>;

$R_v=6052$  км – радиус Венеры;

$g_v(h) = \frac{\gamma_v}{(R_v + h)^2}$  – ускорение свободного па-

дения на Венере в зависимости от высоты над её поверхностью;

$\gamma_v=3,24859 \cdot 10^{14}$  м<sup>3</sup>/с<sup>2</sup> – гравитационный параметр Венеры.

Величина текущей осевой перегрузки, действующей на СА в процессе спуска, может быть вычислена по формуле:

$$n_x = \frac{C_{xa} \frac{\rho \cdot v^2}{2} S_m}{M_{CA} g}$$

где  $g=9,8066$  м/с<sup>2</sup> – ускорение свободного падения у поверхности Земли.

Интегрирование системы уравнений (2) осуществлялось в пакете MATLAB методом Адамса – Башфорда – Мулттона 4-го порядка (Амосов А.А. и др., 1994) с шагом по времени 0,1 с.

### 3. Результаты интегрирования

Результаты численного интегрирования системы уравнений движения СА в атмосфере Венеры представлены рисунками:

- рисунок 1 – значения максимальных перегрузок, действующих на СА;
- рисунок 2 – высоты, соответствующие переходу на дозвуковой режим ( $M=1$ ) полёта СА.

Указанные иллюстрации приведены для некоторых различных вариантов баллистических коэффициентов, углов и скоростей входа в атмосферу.

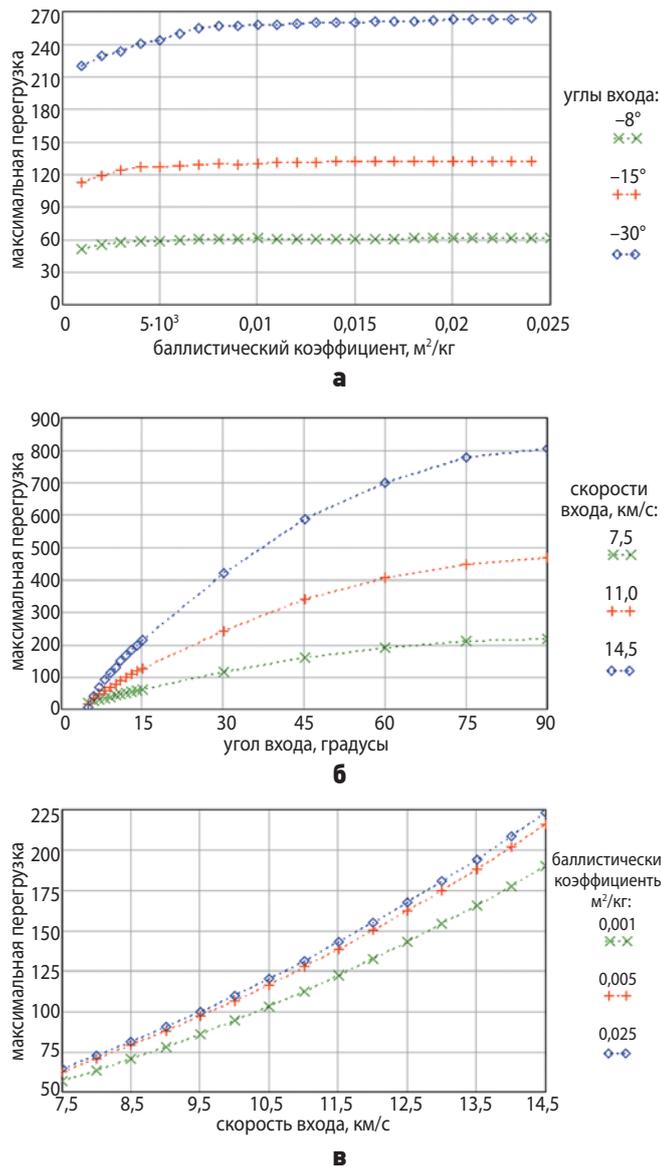
Из результатов расчётов видно, что величина максимальной перегрузки  $n_{max}$  значительно зависит от параметров входа в атмосферу и слабо зависит от конфигурации СА (баллистического коэффициента  $\sigma_x$ ). В наибольшей степени зависимость  $n_{max}$  от  $\sigma_x$  проявляется при малых значениях баллистического коэффициента и при увеличении угла входа.

Высота, на которой сверхзвуковой характер обтекания СА переходит на дозвуковой ( $M=1$ ), уменьшается при увеличении угла входа, но увеличивается с ростом баллистического коэффициента. При этом наблюдается практическое отсутствие зависимости данной высоты от скорости входа.

### 4. Аппроксимация результатов интегрирования

Для получения искомым зависимостей для максимальной перегрузки и высоты, соответствующих переходу СА на дозвуковой режим полёта, аппроксимируем результаты интегрирования при помощи функций  $n(\sigma, \vartheta, v)$  и  $h(\sigma, \vartheta)$  таких, что

# МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК БАЛЛИСТИЧЕСКОГО СПУСКАЕМОГО АППАРАТА В РАМКАХ ПЕРСПЕКТИВНОГО ПРОЕКТА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ



**а** – при скорости входа 11 км/с для различных углов входа; **б** – с баллистическим коэффициентом 0,0050 м²/кг для различных скоростей входа; **в** – с углом входа –15° для различных баллистических коэффициентов.

**рисунок 1.** Максимальная перегрузка, действующая на СА в процессе спуска

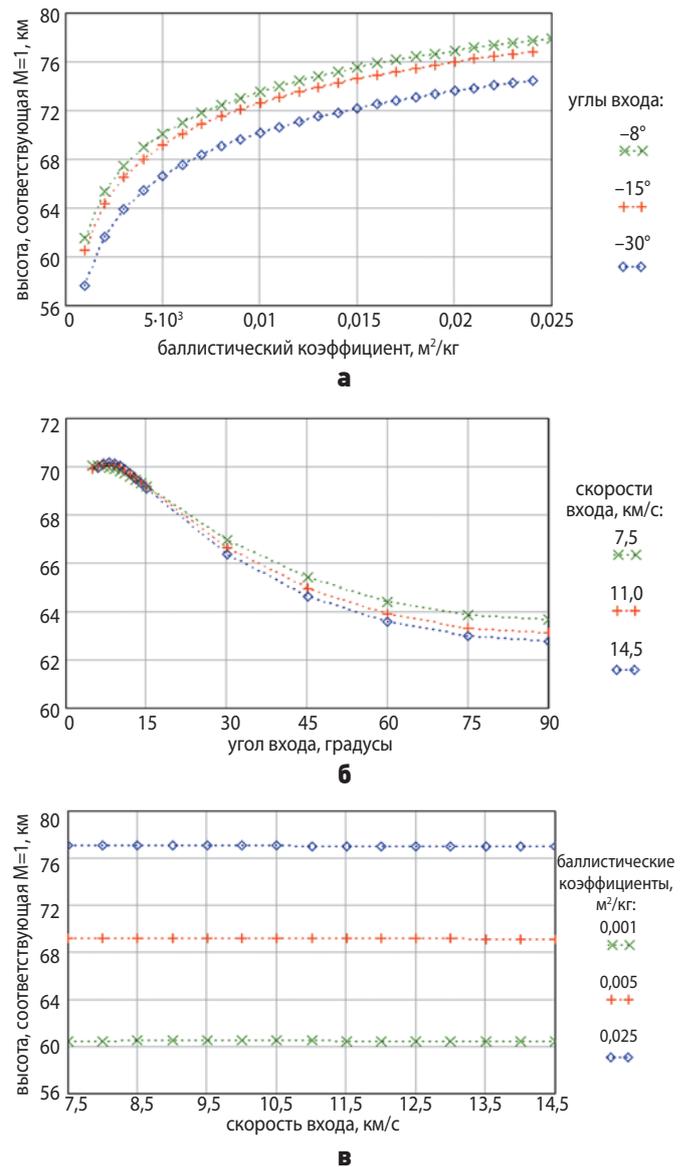
$$N_{\max_{i,j,k}} \approx n(\sigma_i, \vartheta_j, v_k);$$

$$H_{M=1_{i,j}} \approx h(\sigma_i, \vartheta_j),$$

где  $N_{\max_{i,j,k}}$  – максимальное значение осевой перегрузки для траектории спуска с  $i$ -м значением баллистического коэффициента СА,  $j$ -м значением угла входа и  $k$ -м значением скорости входа;

$H_{M=1_{i,j}}$  – значение высоты перехода на дозвуковой режим полёта для траектории спуска с  $i$ -м значением баллистического коэффициента СА,  $j$ -м значением угла входа.

Принимая во внимание вид уравнений движения (2), а также вид графиков, представленных на рисунках 1 и 2, будем аппроксимировать результаты интегрирования следующими функциями:



**а** – при скорости входа 11 км/с для различных углов входа; **б** – с баллистическим коэффициентом 0,0050 м²/кг для различных скоростей входа; **в** – с углом входа –15° для различных баллистических коэффициентов.

**рисунок 2.** Высота, соответствующая переходу СА на дозвуковой режим полёта

$$n(\sigma, \vartheta_j, v_k) = N_{11,j,k} \ln(\sigma) + N_{12,j,k};$$

$$n(\sigma_i, \vartheta_j, v_k) = N_{21,i,k} (90^\circ - |\vartheta|)^2 + N_{22,i,k} = N_{21,i,k} \theta^2 + N_{22,i,k}; \quad (3)$$

$$n(\sigma_i, \vartheta_j, v) = N_{31,j,k} v^2 + N_{32,j,k};$$

$$h(\sigma, \vartheta_j) = H_{11} \ln(\sigma) + H_{12}; \quad (4)$$

$$h(\sigma_i, \vartheta) = H_{21} (90^\circ - |\vartheta|)^2 + H_{22} = H_{21} \theta^2 + H_{22}.$$

Аппроксимация проводится методом наименьших квадратов (МНК) (Амосов А.А. и др., 1994). В соответствии с методиками трёхфакторной и двухфакторной аппроксимации, представленными в работе (Горожанкин С.А. и др., 2016), с учётом (3)–(4) искомые функции имеют вид:

$$n(\sigma, \vartheta, v) = [(n_1 v^2 + n_2) \theta^2 + (n_3 v^2 + n_4)] \ln(\sigma) + [(n_5 v^2 + n_6) \theta^2 + (n_7 v^2 + n_8)]; \quad (5)$$

$$h(\sigma, \vartheta) = (h_1 \theta^2 + h_2) \ln(\sigma) + (h_3 \theta^2 + h_4). \quad (6)$$

В соответствии с МНК коэффициенты  $n_1-n_8$  и  $h_1-h_4$  определяются из условия минимума функций:

$$f_n(n_{\overline{1,8}}) = \sum_{i,j,k} \left[ \left( (n_1 v^2 + n_2) \theta^2 + (n_3 v^2 + n_4) \right) \ln(\sigma) + (n_5 v^2 + n_6) \theta^2 + (n_7 v^2 + n_8) - N \max_{i,j,k} \right]^2,$$

$$f_h(h_{\overline{1,4}}) = \sum_{i,j} \left[ (h_1 \theta^2 + h_2) \ln(\sigma) + h_3 \theta^2 + h_4 - H_{M=1, i,j} \right]^2,$$

которое запишется в виде систем уравнений:

$$\frac{\partial}{\partial n_l} f_n(n_1, \dots, n_8) = 0, \quad l = \overline{1,8}; \quad (7)$$

$$\frac{\partial}{\partial h_m} f_h(h_1, \dots, h_4) = 0, \quad m = \overline{1,4}. \quad (8)$$

В матричном виде система (7) имеет вид:

$$A_n \cdot b_n = r_n, \quad (9)$$

где  $A_{n,x,y} = \sum_{i,j,k} a_{n,x}^{i,j,k} \cdot a_{n,y}^{i,j,k}$  – матрица правой части системы уравнений (9);

$a_n^{i,j,k} = (v_k^2 \theta_j^2 \ln(\sigma_i) \theta_j^2 \ln(\sigma_i) v_k^2 \ln(\sigma_i) \ln(\sigma_i) v_k^2 \theta_j^2 v_k^2 1)^T$  – вектор множителей неизвестных коэффициентов;

$b_n = (n_1 \ n_2 \ n_3 \ n_4 \ n_5 \ n_6 \ n_7 \ n_8)^T$  – вектор неизвестных коэффициентов;

$r_n = \sum_{i,j,k} N \max_{i,j,k} (v_k^2 \theta_j^2 \ln(\sigma_i) \theta_j^2 \ln(\sigma_i) v_k^2 \ln(\sigma_i) \ln(\sigma_i) v_k^2 \theta_j^2 v_k^2 1)^T$  – вектор правых частей системы (7).

Аналогично для системы (8):

$$A_h \cdot b_h = r_h, \quad (10)$$

где  $A_{h,x,y} = \sum_{i,j} a_{h,x}^{i,j} \cdot a_{h,y}^{i,j}$  – матрица правой части системы уравнений (8);

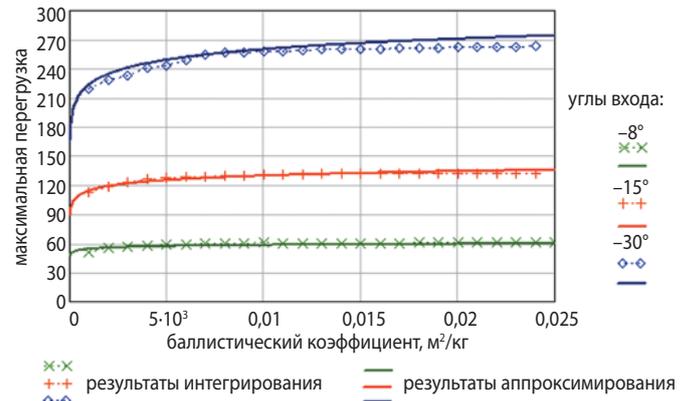
$a_h^{i,j} = (\theta_j^2 \ln(\sigma_i) \ln(\sigma_i) \theta_j^2 1)^T$  – вектор множителей неизвестных коэффициентов;

$b_h = (h_1 \ h_2 \ h_3 \ h_4)^T$  – вектор неизвестных коэффициентов;

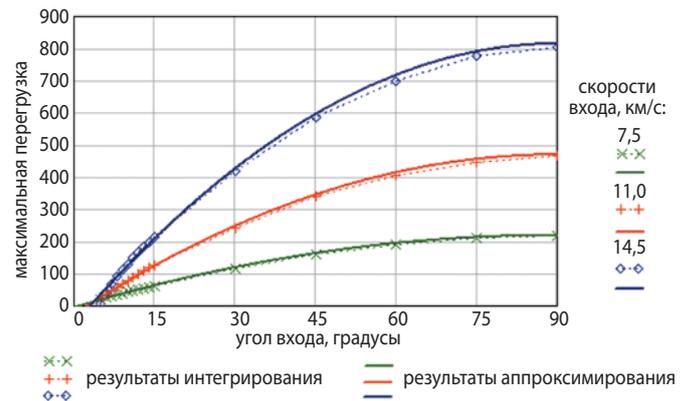
$r_h = \sum_{i,j} H_{M=1, i,j} (\theta_j^2 \ln(\sigma_i) \ln(\sigma_i) \theta_j^2 1)^T$  – вектор правых частей системы (8).

Решая системы (9) и (10) методом Гаусса в системе MATLAB, получаем коэффициенты функций (5) и (6), представленные в таблице.

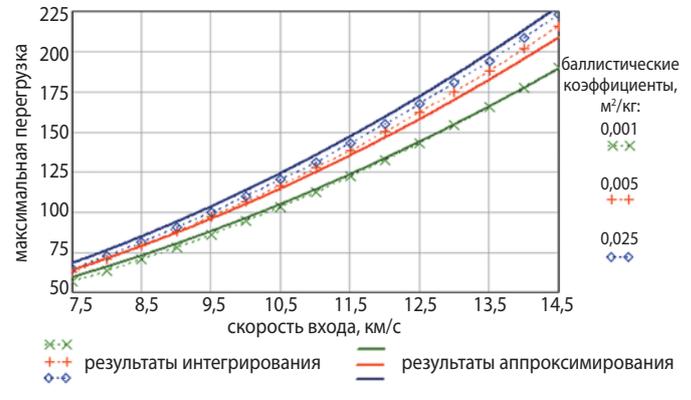
На рисунках 3а–3в представлены графики функции максимальной перегрузки и на рисунках 4а–4б – графики функции высоты перехода на дозвуковой режим полёта в сравнении с результатами интегрирования уравнений движения для различных вариантов баллистических коэффициентов, углов и скоростей входа в атмосферу.



а



б



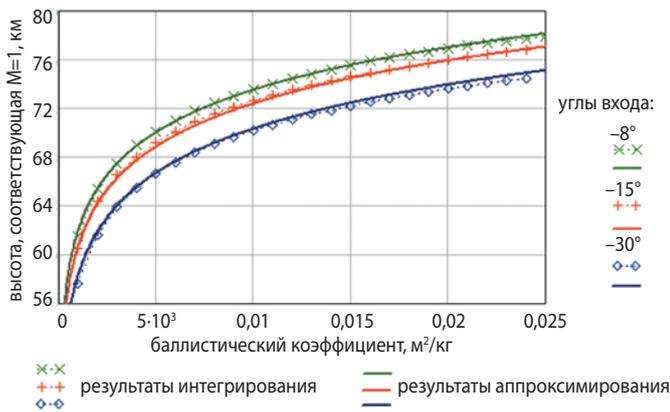
в

а – при скорости входа 11 км/с для различных углов входа; б – с баллистическим коэффициентом 0,0050 м²/кг для различных скоростей входа; в – с углом входа -15° для различных баллистических коэффициентов.

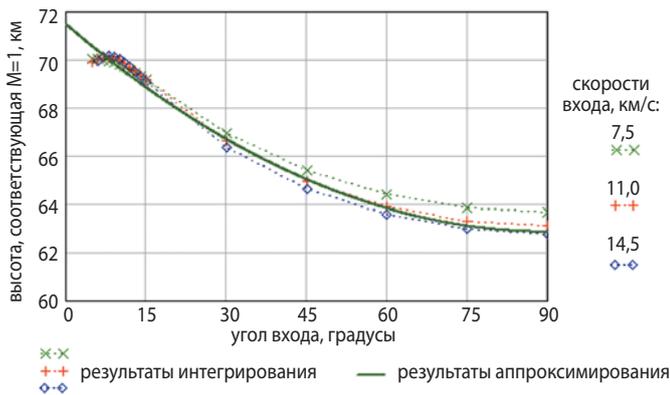
**рисунки 3.** Максимальная перегрузка, действующая на СА в процессе спуска

По результатам аппроксимации выбранные функции (5) и (6) с коэффициентами, представленными в таблице, дают следующие средние отклонения относительно результатов интегрирования уравнений движения в расчётных точках: 2,5% для функции максимальной перегрузки (5) и 0,3% для функции высоты (6), соответствующей  $M=1$  – это можно видеть и на графиках, приведённых на рисунках 3 и 4.

# МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК БАЛЛИСТИЧЕСКОГО СПУСКАЕМОГО АППАРАТА В РАМКАХ ПЕРСПЕКТИВНОГО ПРОЕКТА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ



**а**



**б**

**а** – при скорости входа 11 км/с для различных углов входа; **б** – с баллистическим коэффициентом 0,0050 м<sup>2</sup>/кг для различных скоростей входа.

**рисунк 4.** Высота, соответствующая переходу СА на дозвуковой режим полёта

**таблица** – Коэффициенты аппроксимирующих функций

функция максимальной перегрузки		функция высоты, соответствующей M=1	
$n_1$	$-3,5341 \cdot 10^{-5}$	$h_1$	$-6,2556 \cdot 10^{-5}$
$n_2$	$-1,7989 \cdot 10^{-4}$	$h_2$	5,4493
$n_3$	0,25908	$h_3$	$-7,3274 \cdot 10^{-4}$
$n_4$	0,36393	$h_4$	91,748
$n_5$	$-7,0720 \cdot 10^{-4}$		
$n_6$	$5,7000 \cdot 10^{-4}$		
$n_7$	5,2389		
$n_8$	4,1510		

## 5. Результаты исследования

Проведённые расчёты позволяют использовать следующую методику оценки основных проектных параметров баллистического СА для спуска в атмосфере Венеры.

1. Задаются или определяются требования по максимальной осевой перегрузке и/ или минимальной высоте ввода дозвуковой парашютной системы (принимается равной высоте, соответствующей M=1).

2. Из расчёта баллистики межпланетного перелёта определяются угол и скорость входа СА в атмосферу.

3. С использованием функции (5) и (6) и коэффициентов из таблицы составляются уравнения для вычисления баллистического коэффициента, удовлетворяющего предъявляемым к СА требованиям.

4. Искомые проектные параметры СА – масса аппарата, его коэффициент лобового сопротивления и площадь миделя – выбираются в соответствии с полученным баллистическим коэффициентом. Выбранные таким образом параметры будут удовлетворять предъявляемым требованиям.

Так как масса СА обычно задаётся исходя из энергетических возможностей ракеты-носителя и массо-энергетических ресурсов космического аппарата, а диаметр СА и его высота определяются габаритами его составных частей и зоной размещения полезной нагрузки под головным обтекателем соответствующих средств выведения, то, используя приведённую методику, можно однозначно получить коэффициент силы лобового сопротивления  $C_{xa}$  при  $M \gg 1$ , по которому выбирается аэродинамическая форма баллистического СА.

Также при известных скорости входа, угле входа и баллистическом коэффициенте СА с помощью зависимостей (5), (6) и коэффициентов в таблице возможно оценить значение максимальной перегрузки и высоты перехода СА на дозвуковую скорость полёта без интегрирования уравнений движения, что тоже упрощает проектирование СА на ранних этапах.

Кроме того, приведённая методика при соответствующей доработке может быть использована для оценки основных проектных параметров перспективного баллистического СА для спуска не только в атмосфере Венеры, но и в атмосфере других планет.

## заключение

В представленной работе рассмотрены траектории спуска СА с различными баллистическими коэффициентами при различных углах и скоростях входа в атмосферу Венеры. Рассмотрено влияние характеристик СА и условий входа в атмосферу на основные параметры траектории спуска. Получены зависимости основных характеристик траектории спуска от условий входа в атмосферу и баллистического

коэффициента спускаемого аппарата. Предложена методика, позволяющая определять проектные характеристики и аэродинамическую форму перспективного баллистического СА при наличии ограничений по максимальной перегрузке, действующей на СА в процессе спуска, и минимальной высоте ввода дозвуковой парашютной системы СА. Результаты исследования могут быть использованы при выборе характеристик аэродинамической формы СА на начальных этапах проектирования, а также при оценке характеристик траектории той или иной аэродинамической формы СА при движении в атмосфере Венеры и других планет без интегрирования системы уравнений движения СА.

## список литературы

- Амосов А.А., Дубинский Ю.А., Копченова Н.В. Вычислительные методы для инженеров: учеб. пособие. М.: Высш. школа, 1994. 544 с.
- Горожанкин С.А., Шитов А.А., Савенков Н.В. Методики для аппроксимации зависимостей нескольких переменных в программной среде MS Excel и Mathcad // Информатика, телекоммуникации и управление. 2016. № 3. С. 35-47.
- Косенкова А.В., Миненко В.Е., Быковский С.Б., Якушев А.Г. Исследование аэродинамических характеристик альтернативных форм посадочного аппарата для изучения Венеры // Инженерный журнал: наука и инновации. 2018. Вып. 11. С. 1-14.
- Косенкова А.В., Седых О.Ю., Симонов А.В., Миненко В.Е. Исследование достижимых районов посадки на поверхности Венеры для аппаратов различных типов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 1. С. 12-20.
- Маров М.Я., Хантресс У.Т. Советские роботы в Солнечной системе. Технологии и открытия. М.: Физматлит, 2013. 612 с.
- Мошнеев А.А., Ширшаков А.Е. К 50-летию юбилею запуска космических аппаратов «ЛУНА-16», «ЛУНА-17» и «ВЕНЕРА-7» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 3-10.
- Пичхадзе К.М., Финченко В.С., Алексаикин С.Н., Остреико Б.А. Трансформируемые аппараты, спускаемые в атмосферах планет // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 4-13.
- Феодосьев В.И. Основы техники ракетного полета. М.: Наука, 1979. 496 с.
- Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В. Надутые элементы в конструкциях космических аппаратов – прорывная технология в ракетно-космической технике / Под ред. В.А. Колмыкова, Х.Ж. Карчаева. Химки: Издатель АО «НПО Лавочкина», 2019. 488 с.
- Шубин П.С. Венера. Неукротимая планета. Изд. 2-е. Кемерово: Издатель П.С. Шубин, 2017. 352 с.
- Техническое задание на разработку автоматического космического аппарата для исследования планеты Венеры в 1970 г. (В-70). Машиностроительный завод им. С.А. Лавочкина, 1970. С. 1-5. URL: <https://www.roscosmos.ru/29665/> (дата обращения: 16.09.2022).
- Basilevsky A.T., Head J.W. The surface of Venus // Reports on Progress in Physics. 2003. Vol. 66. P. 1699-1734.
- Bullock M.A., Senske D.A., Balint T.S. et al. Venus Flagship Mission Study: Report of the Venus Science and Technology Definition Team. 2009. URL: [https://www.researchgate.net/publication/41626005\\_Venus\\_Flagship\\_Mission\\_Study\\_Report\\_of\\_the\\_Venus\\_Science\\_and\\_Technology\\_Definition\\_Team](https://www.researchgate.net/publication/41626005_Venus_Flagship_Mission_Study_Report_of_the_Venus_Science_and_Technology_Definition_Team) (дата обращения: 14.09.2022).
- Colin L., Hall C.F. The Pioneer Venus Program // Space Science Reviews. 1977. № 20. P. 283-306.
- Garvin J., Arney G., Getty S. et al. DAVINCI+: deep atmosphere of Venus investigation of noble gases, chemistry, and imaging plus // 51st Lunar and Planetary Science Conference, held 16-20 March, 2020 at The Woodlands, Texas: LPI Contribution. 2020. № 2326. id.2599.
- Garvin J.B., Getty S.A., Arney G.N. et al. The DAVINCI mission will address an ensemble of Ancient Venus questions via is 7 flight instruments, with emphasis on the chemistry of the atmosphere and surface-atmosphere interactions in a local region of Alpha Regio // Ancient Venus Conference, held virtually 25-27 July, 2022. LPI Contribution. № 2680. id.2015.
- Glaze L.S., Adamc M.L., Baker Ch.L. et al. Venus Mobile Explorer (VME): a mission concept study for the National Research Council Planetary Decadal Survey. NASA. 2009. P. 1-12.
- Phase II Report: Venera-D: Expanding Our Horizon Of Terrestrial Planet Climate And Geology Through The Comprehensive Exploration Of Venus. – View: electronic // Report Of The Venera-D Joint Science Definition Team. 2019. January 31. URL: <https://Www.Lpi.Ustra.Edu/Vexag/Reports/Venera-Dphaseiifinalreport.Pdf> (дата обращения: 14.09.2022).
- Kliore A.J., Moroz V.I., Keating G.M. The Venus International Reference Atmosphere // Advances in Space Research. 1985. Vol. 5. № 11. P. 117-171.
- Seiff A., Schofield J.T., Kliore A.J. et al. Model of the structure of the atmosphere of Venus from the surface to 100 km altitude // Advances in Space Research. 1985. Vol. 5. № 11. P. 3-58.
- Zasova L.V. et al. The Venera-D mission: progress in study // Moscow Solar System Symposium 13MS3, held 10-14 October, 2022 at IKI RAS. Moscow, 2022. 13MS3-VN-10.

Статья поступила в редакцию 20.09.2022

Статья после доработки 21.09.2022

Статья принята к публикации 21.09.2022

## ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ И СИЛОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СПУСКАЕМОГО В АТМОСФЕРЕ АППАРАТА И НАХОДЯЩЕГОСЯ В ЕГО СЛЕДЕ ПАРАШЮТА



**А.В. Бабаков<sup>1</sup>,**  
доктор физико-  
математических наук,  
avbabakov@mail.ru;  
**A.V. Babakov**

## NUMERICAL STUDY OF SUPERSONIC STREAMLINE AND FORCE CHARACTERISTICS OF THE DESCENT IN THE ATMOSPHERE VEHICLE AND THE PARACHUTE LOCATED IN ITS WAKE



**В.С. Финченко<sup>2</sup>,**  
доктор технических  
наук,  
valsemfi@yandex.ru;  
**V.S. Finchenko**

*Представлены результаты численного моделирования течения, возникающего между спускаемым аппаратом и тормозным парашютом при сверхзвуковых скоростях движения. Приведены картины нестационарного обтекания, и проведён анализ влияния расстояния между спускаемым аппаратом и тормозным парашютом на вихревую структуру потока между ними. Приведены данные по распределению давления на внешней и внутренней поверхностях купола парашюта; определены силовые и моментные характеристики воздействия потока на парашют и спускаемый аппарат.*

*Ключевые слова:*  
спускаемый аппарат;  
парашют;  
математическое моделирование;  
картина обтекания;  
распределение давления;  
силовые характеристики.

DOI: 10.26162/LS.2022.58.4.002

*The results of numerical simulation of the flow arising between the descent vehicle and the brake parachute at supersonic speeds are presented. The unsteady flow patterns are presented and the effect of the distance between the descent vehicle and the brake parachute on the vortex structure of the flow between them is analyzed. The data on the pressure distribution on the outer and inner surfaces of the parachute dome are given and the force and moment characteristics of the flow effect on the parachute and the descent vehicle are determined.*

*Keywords:*  
descent vehicle;  
parachute;  
mathematical modeling;  
flow pattern;  
pressure distribution;  
force characteristics.

<sup>1</sup> Институт автоматизации проектирования Российской академии наук, Россия, г. Москва.  
Institute for Computer-Aided Design Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

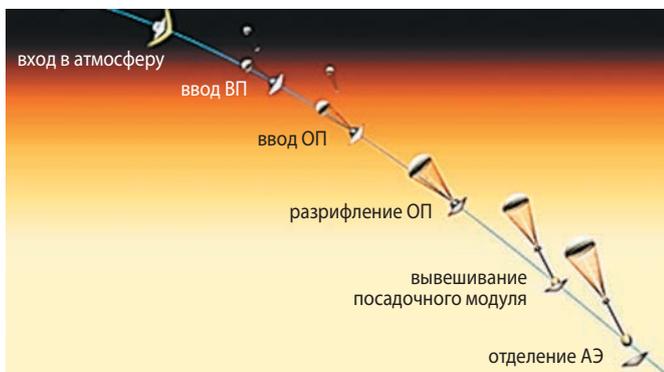
<sup>2</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.  
Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

## Введение

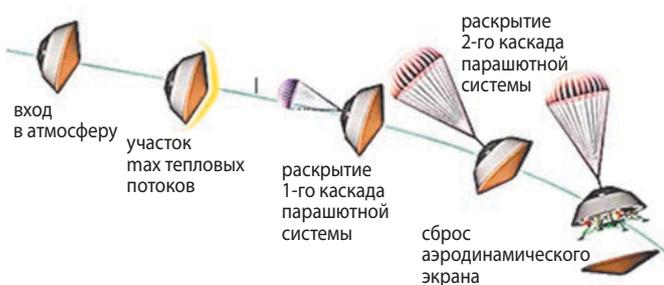
В инженерной практике проектирования спускаемых аппаратов (СА) в атмосферах планет и посадки на их поверхность для торможения спускаемого аппарата широко используют парашютные системы, вводимые в действие при сверхзвуковых скоростях движения. Рисунок 1 иллюстрирует схему и порядок ввода в поток тормозных парашютов для достаточно лёгкого СА с помощью однокаскадной парашютной системы (рисунок 1а) и двухкаскадной системы – для посадки более тяжёлых аппаратов (рисунок 1б).

Схема парашютного торможения спускаемого аппарата в первом случае (Финченко В.С. и др., 2019) включает следующие этапы:

- ввод вытяжного парашюта (ВП) в момент снижения сверхзвуковой скорости спуска до величины, допустимой для ввода основного парашюта (ОП);
- ввод основного парашюта и спуск аппарата с неп полностью раскрытым (зарифованным) куполом парашюта;
- основной этап торможения СА с полностью раскрытым (разрифованным) куполом ОП до достижения заданных значений скорости спуска и момента освобождения от достаточно тяжеловесного аэродинамического экрана.



а



б

**рисунок 1.** Схемы спуска в атмосфере планеты лёгкого спускаемого аппарата (а) и спускаемого аппарата большой массы (б)

Схема спуска и торможения тяжеловесных посадочных аппаратов на поверхность планеты дополняется операцией ввода второго каскада основного парашюта.

Далее, при спуске аппарата в обоих вариантах, следует отцепка и увод парашюта для исключения возможности падения его элементов на посадочный аппарат.

Движение системы спускаемый аппарат – парашют всегда сопровождается взаимодействием двух видов газового потока: ближнего следа за СА и потока заторможенного и захваченного куполом парашюта газа, так называемой присоединённой массы парашюта, «толкаемого» в сторону спускаемого аппарата. Оба эти потока, а также донный след за куполом парашюта, имеют пространственно-нестационарный вихревой характер, который не может быть промоделирован при испытаниях в аэродинамических трубах ограниченного объёма. Нестационарность потока обуславливает и нестационарность силовых аэродинамических характеристик спускаемого аппарата, парашюта и их связи в целом. Эти характеристики зависят от геометрических параметров аппарата и купола парашюта, удалённости их друг от друга и взаимного расположения в пространстве (от угла между продольными осями каждого из них).

Рассматриваемая ниже задача относится к классу задач изучения обтекания системы двух тел. Эта задача подвергалась многочисленным экспериментальным исследованиям, среди которых выделим (Пилюгин Н.Н., Хлебников В.С., 2010; Цыганов П.Г., 1991).

Надёжность срабатывания парашютной системы и её эффективность при торможении спускаемого аппарата зависят от правильного определения проектантами указанных выше параметров системы и точности определения аэродинамических характеристик каждого из объектов системы. Важной информацией при проектировании парашютной системы является также распределение давления на внешней и внутренней поверхностях купола парашюта, позволяющее рассчитывать прочность материала, из которого изготовлен купол. Эти параметры и характеристики на стадии проектирования систем спуска и посадки объектов космической техники на поверхности планет с атмосферой обычно определяются на основе математических моделей и численных исследований, а на конечной стадии создания этих объектов подтверждаются и уточняются по результатам соответствующих бросковых испытаний разрабатываемых систем спуска с летательных аппаратов в наземных условиях.

## 1. Используемый метод численного моделирования

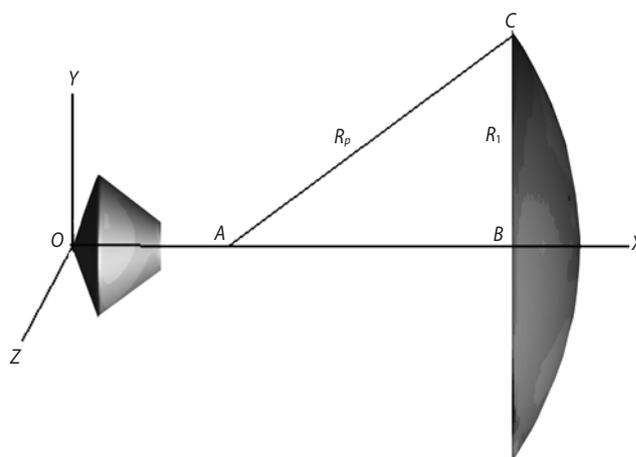
Представленные ниже численные расчёты основаны на консервативном численном методе потоков (Белоцерковский О.М., Северинов Л.И., 1973; Babakov A.V., Belotserkovskii O.M., 1990). Метод предназначен для исследования как стационарных, так и нестационарных пространственных течений сжимаемого газа, в частности для изучения обтекания аппаратов аэрокосмической техники при дозвуковых, трансзвуковых и сверхзвуковых режимах движения, ближнего следа, струйных течений. Конечно-разностные схемы метода построены как для модели Эйлера, так и Навье – Стокса сжимаемого газа. На основе параллельных алгоритмов метода разработан комплекс программ FLUX (Бабаков А.В., 2016), реализованный на современных суперкомпьютерных комплексах параллельной архитектуры. Результаты численных расчётов получены на вычислительном комплексе с пиковой производительностью 181 TFlops и объёмом оперативной памяти 17408 GB (Savin G.I. et al., 2019).

Опыт решения ряда аэродинамических задач на основе численного моделирования сверхзвукового (Бабаков А.В., Финченко В.С., 2019; Babakov A.V., 2021) и дозвукового (Бабаков А.В., Финченко В.С., 2020) обтекания спускаемых в атмосферах планет аппаратов и их составных частей продемонстрировал практическую целесообразность использования указанного комплекса для изучения аэродинамики СА в процессе их проектирования.

Представленные ниже результаты расчётов получены на основе нестационарной модели невязкого сжимаемого газа (модели Эйлера), позволяющей исследовать крупномасштабные вихревые структуры. Предполагается, что для рассматриваемой задачи вязкость и мелкомасштабная турбулентность существенно не влияют на структуру потока и аэродинамические характеристики. Отметим, что параметрические численные расчёты в трёхмерной нестационарной постановке требуют значительных вычислительных мощностей и больших временных затрат.

## 2. Постановка задачи

Рассматривается движение невязкой сжимаемой газовой среды, возникающее при обтекании спускаемого аппарата и расположенного в его следе парашюта. Парашют рассматривается как тело, не меняющее своей формы и положения относительно СА под воздействием нестационарного потока. На рисунке 2 показана используемая правая система координат  $OXYZ$ , связанная со спускаемым аппаратом, и принятые обозначения.



**рисунок 2.** Используемая система координат. Форма спускаемого аппарата и парашюта

Лобовая поверхность аппарата имеет форму 140-градусного конуса с затупленной по сфере вершиной. Боковая поверхность представляет собой усечённый обратный конус, сопряжённый с лобовой частью аппарата (Khartov V.V. et al., 2015). Парашют моделируется как недеформируемое тело, представляющее собой 70-градусный сферический сегмент.

Моделирование осуществлялось в трёхмерной нестационарной постановке на основе модели невязкого нетеплопроводного совершенного газа (модель Эйлера) с отношением удельных теплоёмкостей  $\gamma=1.335$ .

В расчётах использовались вычислительные сетки, имеющие экспоненциальное сгущение в областях больших значений градиентов газодинамических параметров. Число конечных объёмов в области интегрирования составляло до 30 млн.

В представленных ниже результатах используются безразмерные величины. Линейные размеры отнесены к величине  $R_0$  – радиусу миделевого сечения СА. Плотность  $\rho$  и температура  $T$  отнесены соответственно к значениям плотности  $\rho_\infty$  и температуры  $T_\infty$  газа на бесконечности, компоненты скорости отнесены к скорости набегающего потока  $V_\infty$ . Время  $t$  отнесено к величине  $R_0/V_\infty$ , давление  $P$  – к удвоенному значению скоростного напора газа на бесконечности  $\rho_\infty V_\infty^2$ . Силовые характеристики отнесены к  $\rho_\infty V_\infty^2 R_0^3$ , поперечный момент – к  $\rho_\infty V_\infty^2 R_0^3$ .

Численные расчёты проведены для сверхзвукового обтекания при значениях числа Маха набегающего потока  $M_\infty=1.8, 1.5$  и  $1.2$  для различных расстояний  $L_p=x_B$  от носовой части СА до миделевого сечения парашюта (среза купола)  $L_p=18, 12$  и  $6$ . Безразмерный радиус миделевого сечения парашюта  $R_1=3$ , при этом радиус сферической поверхности парашюта  $R_p=5.23$ .

### 3. Результаты численного моделирования и их анализ

Численное моделирование осуществлялось в следующем порядке: сначала проводился расчёт обтекания спускаемого аппарата (без парашюта в следе) до формирования установившегося пространственно-нестационарного ближнего следа (условный момент времени  $t=t_0$ ). Для  $M_\infty=1.8$ ,  $1.5$   $t_0=200$ , для  $M_\infty=1.2$  (в силу большего времени формирования ближнего следа)  $t_0=255$ .

При  $t=t_0$  в развитом вихревом следе СА размещается парашют. Далее расчёт продолжается до формирования установившегося (в смысле средних значений интегральных характеристик) течения в области между СА и парашютом, а также в ближнем следе парашюта.

На рисунке 3 для различных сверхзвуковых скоростей движения, соответствующих значениям числа Маха набегающего потока  $M_\infty=1.8$ ,  $M_\infty=1.5$ ,  $M_\infty=1.2$ , приведены картины обтекания спускаемого аппарата и парашюта при различных расстояниях  $L_p$  между ними:  $L_p=18$ ,  $12$ ,  $6$ .

Анализ картин обтекания системы спускаемый аппарат – парашют со сверхзвуковой скоростью, соответствующей  $M_\infty=1.8$ , показывает, что при расстоянии парашюта от спускаемого аппарата, равном  $L_p=18$  (1а, рисунок 3), существенная завихрённость течения в донной области за горлом следа реализуется только в подкупольном пространстве парашюта. При уменьшении удалённости парашюта от СА увеличивается область взаимодействия донного следа за аппаратом с движимой куполом в сторону аппарата массы газа, что оказывает влияние на течение в донной области аппарата уже при удалении парашюта  $L_p=12$  (1б, рисунок 3). Это взаимодействие приводит к образованию в этой области местных зон вихревого движения газа, размеры которых возрастают по мере приближения купола к СА, а при расстоянии  $L_p=6$  (1в, рисунок 3) перед куполом устанавливается область сильно развитого вихревого движения.

Аналогичный характер существенного изменения характера течения между спускаемым аппаратом и парашютом при уменьшении расстояния между ними наблюдается и при более низких скоростях спуска ( $M_\infty=1.5$ ,  $1.2$  – 2а–2в, 3а–3в, рисунок 3). Для всех рассмотренных значения числа Маха набегающего потока при расстоянии  $L_p=18$  парашют находится в нестационарном ближнем следе СА, в то время как при расстояниях между аппаратом и парашютом  $L_p=12$  и  $L_p=6$  образуется общая нестационарная вихревая зона. Во всех случаях за парашютом присутствует нестационарных вихревой след.

Присутствие парашюта в следе спускаемого аппарата влияет как на силовое воздействие потока на аппарат, так и на его устойчивость. На рисунке 4

для скоростей спуска, соответствующих  $M_\infty=1.8$ ,  $M_\infty=1.5$ ,  $M_\infty=1.2$ , приведены результаты численного моделирования нестационарного поведения продольной аэродинамической силы  $F_x$ , действующей на СА при спуске в атмосфере при различных расстояниях между спускаемым аппаратом и парашютом: 1 –  $L_p=18$ ; 2 –  $L_p=12$ ; 3 –  $L_p=6$  (обращаем внимание, что на рисунке 4 и далее аэродинамические силы представлены в безразмерном виде, т.е. отнесены к  $\rho_\infty V_\infty^2 R_0^2$ ).

Аналогичные зависимости поведения во времени продольной аэродинамической силы  $F_{xp}$ , действующей на парашют, приведены на рисунке 5.

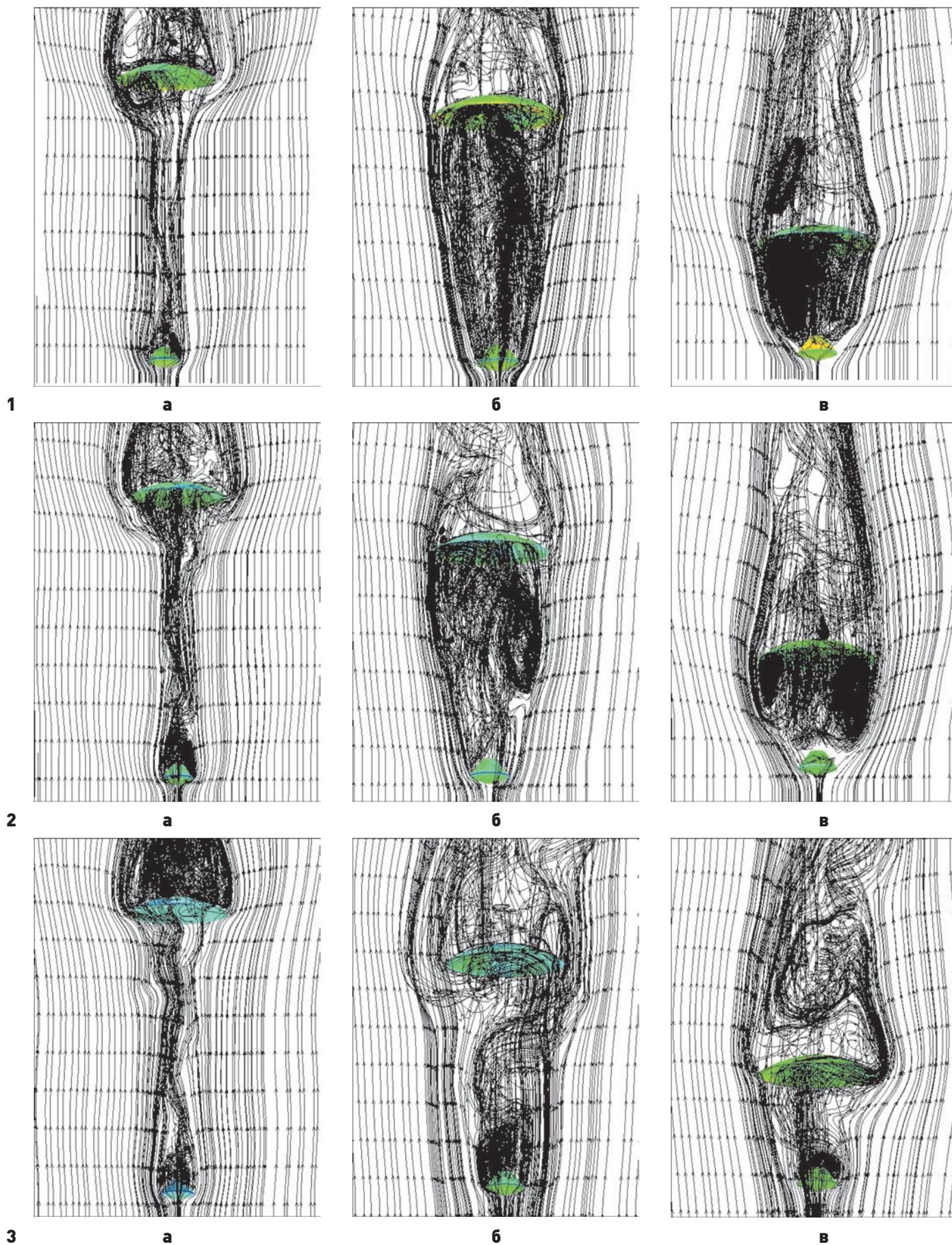
Приведённое описание особенностей течения газа в области между спускаемым аппаратом и куполом парашюта отражается на характере силового воздействия как на систему, так и на её элементы. Отмеченное подтверждается рисунками, демонстрирующими нестационарное поведение продольных сил  $F_x$  и  $F_{xp}$ , действующих на СА (рисунок 4) и на парашют (рисунок 5).

Средние значения продольной аэродинамической силы  $F_x$  уменьшаются с приближением парашюта к СА, а амплитуда колебания этих сил возрастает (рисунок 4).

Так, для  $M_\infty=1.8$  (рисунок 4а) при наиболее удалённом положении парашюта от спускаемого аппарата ( $L_p=18$ ) среднее значение характеристики  $F_x$  составляет около 2.43 со средней амплитудой колебания, равной 0.03, но уже при  $L_p=12$  наблюдается заметное снижение среднего значения, действующей на аппарат продольной силы – до величины около  $\approx 1.9$  с амплитудой колебаний, достигающей 0.2. Заметное уменьшение  $F_x$  проявляется при более укороченной связи спускаемого аппарата с парашютом ( $L_p=6$ ). В этом случае величина средней аэродинамической силы, действующей на аппарат, снижается до 1.5, а амплитуда её колебания возрастает до величины, примерно равной 0.6, как это следует из анализа кривых рисунка 4а. Отмеченные особенности влияния расстояния между спускаемым аппаратом и парашютом на продольную силу  $F_x$ , действующую на аппарат, отмечаются и при уменьшении скорости движения системы (см. рисунок 4б для  $M_\infty=1.5$  и 4в для  $M_\infty=1.2$ ).

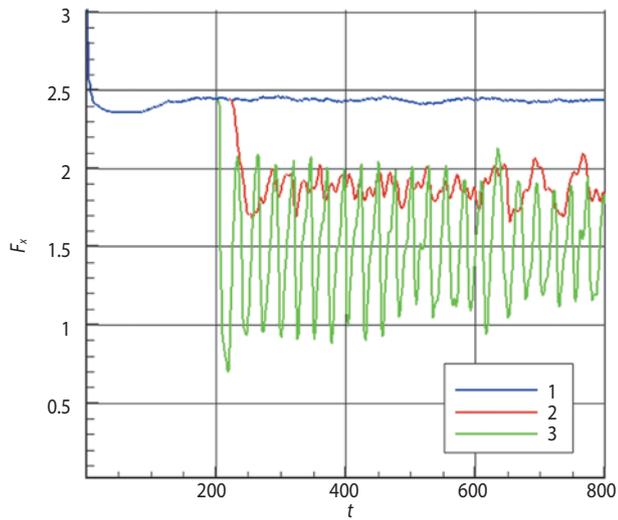
Уменьшение расстояния между спускаемым аппаратом и парашютом также приводит к уменьшению среднего значения действующей на парашют продольной силы  $F_{xp}$  (рисунок 5). При этом по мере уменьшения скорости спуска системы среднее значение действующей на парашют продольной силы (в безразмерном представлении) при  $L_p=18$  возрастает от 14 при  $M_\infty=1.8$  до 23 при  $M_\infty=1.2$ . При  $M_\infty=1.5$  и  $M_\infty=1.2$  (рисунки 5б, 5в) амплитуда колебаний действующей на парашют продольной силы  $F_{xp}$  возрастает при уменьшении расстояния между спускаемым аппаратом и куполом парашюта.

**ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ И СИЛОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СПУСКАЕМОГО В АТМОСФЕРЕ АППАРАТА И НАХОДЯЩЕГОСЯ В ЕГО СЛЕДЕ ПАРАШЮТА**

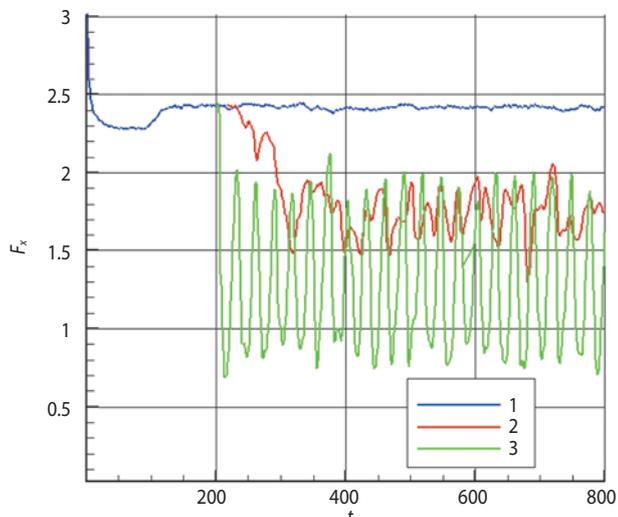


1 –  $M_\infty=1.8$ ; 2 –  $M_\infty=1.5$ ; 3 –  $M_\infty=1.2$ ; а –  $L_p=18$ ; б –  $L_p=12$ ; в –  $L_p=6$ .

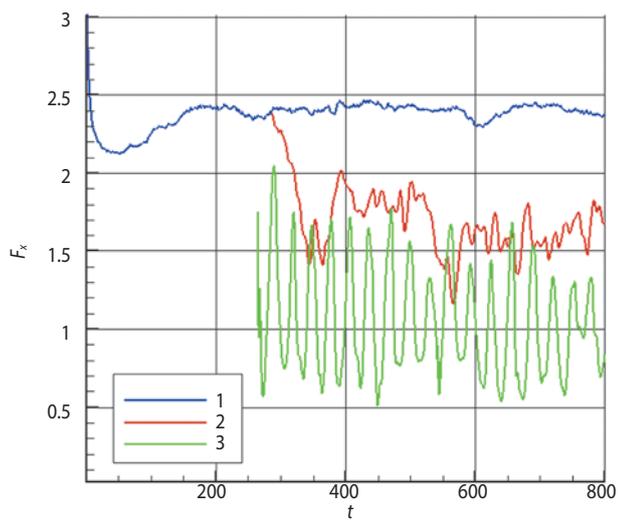
**рисунок 3.** Картины течения в виде мгновенных линий тока при различных скоростях движения и расстояниях между спускаемым аппаратом и парашютом



а



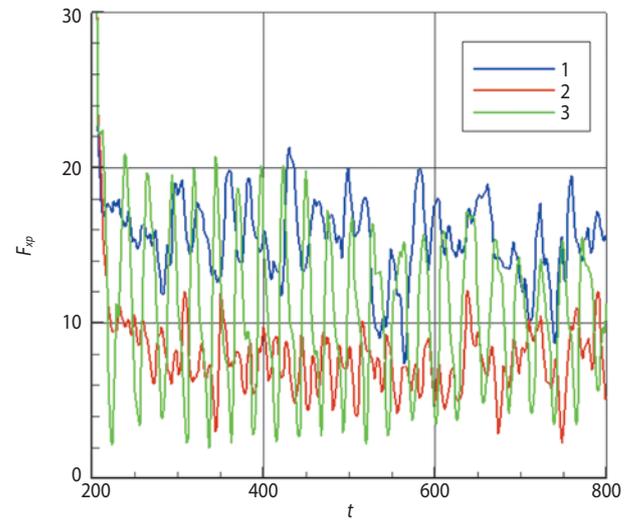
б



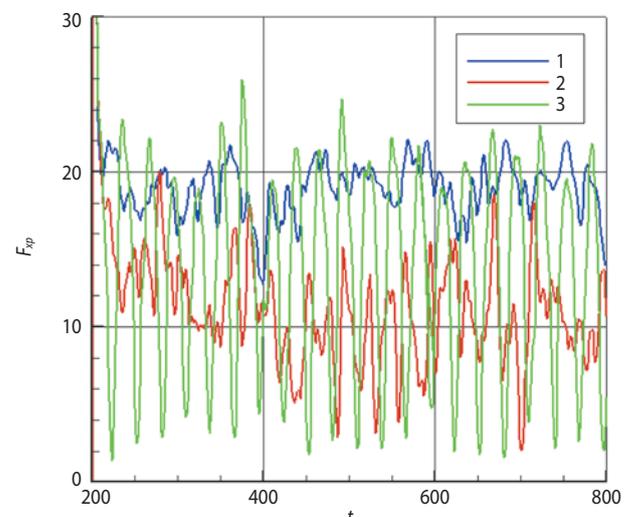
в

1 –  $L_p=18$ ; 2 –  $L_p=12$ ; 3 –  $L_p=6$ ;  
а –  $M_\infty=1.8$ ; б –  $M_\infty=1.5$ ; в –  $M_\infty=1.2$ .

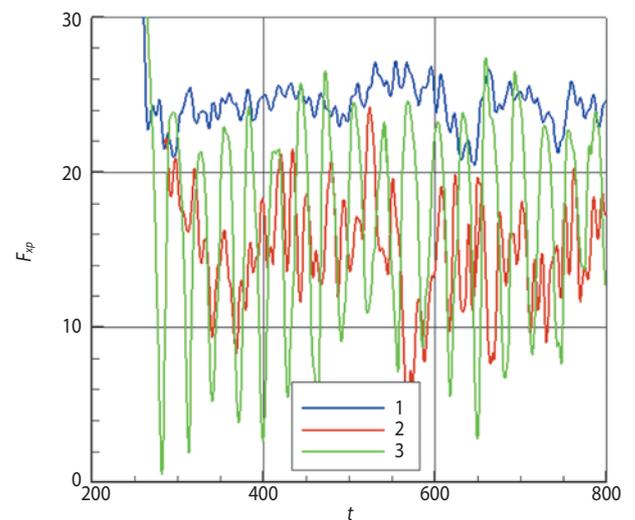
**рисунок 4.** Изменение во времени продольной безразмерной аэродинамической силы  $F_x$ , действующей на спускаемый аппарат при различных расстояниях  $L_p$  между спускаемым аппаратом и парашютом и числа Маха набегающего потока  $M_\infty$ .



а



б

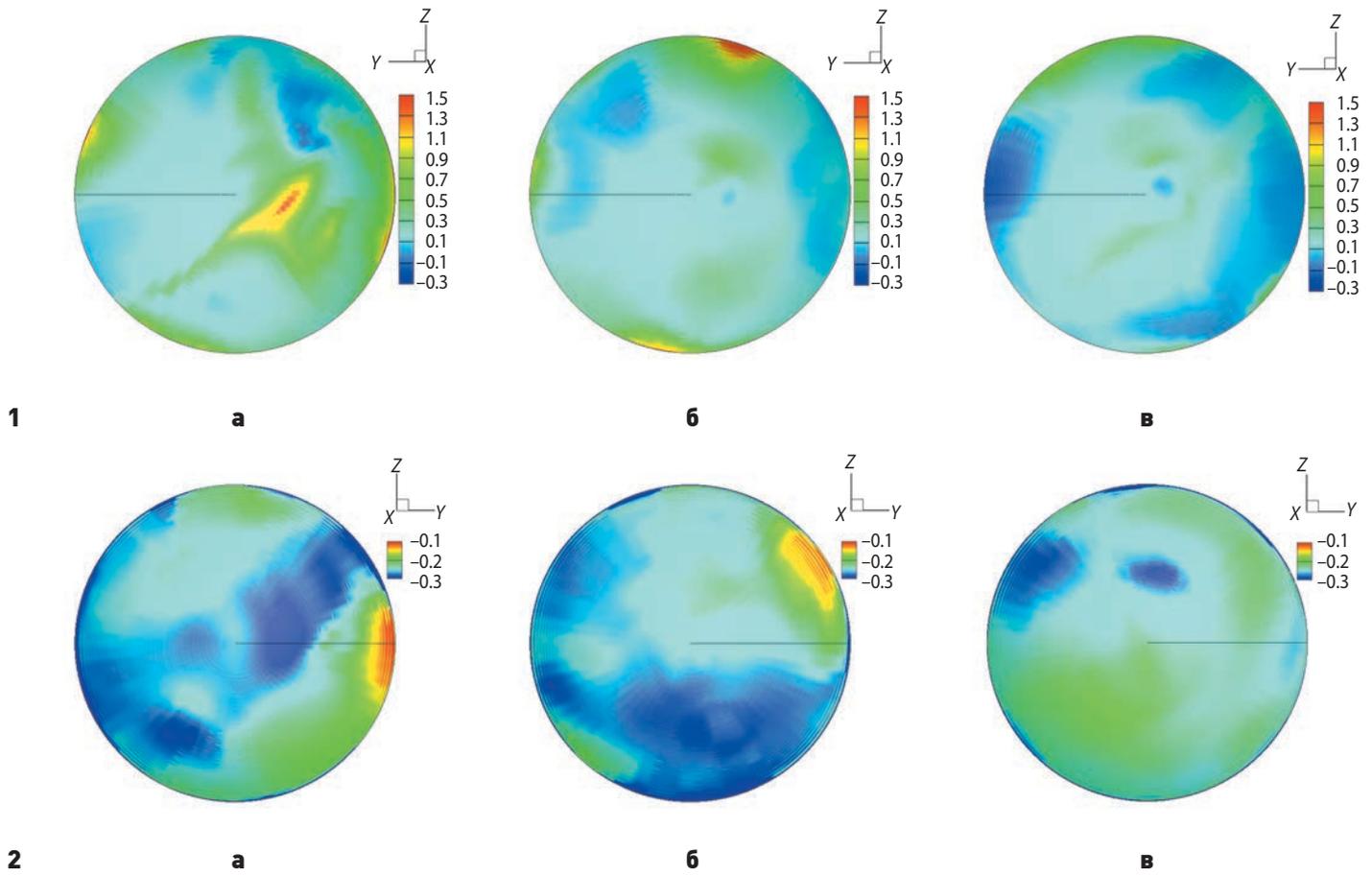


в

1 –  $L_p=18$ ; 2 –  $L_p=12$ ; 3 –  $L_p=6$ ;  
а –  $M_\infty=1.8$ ; б –  $M_\infty=1.5$ ; в –  $M_\infty=1.2$ .

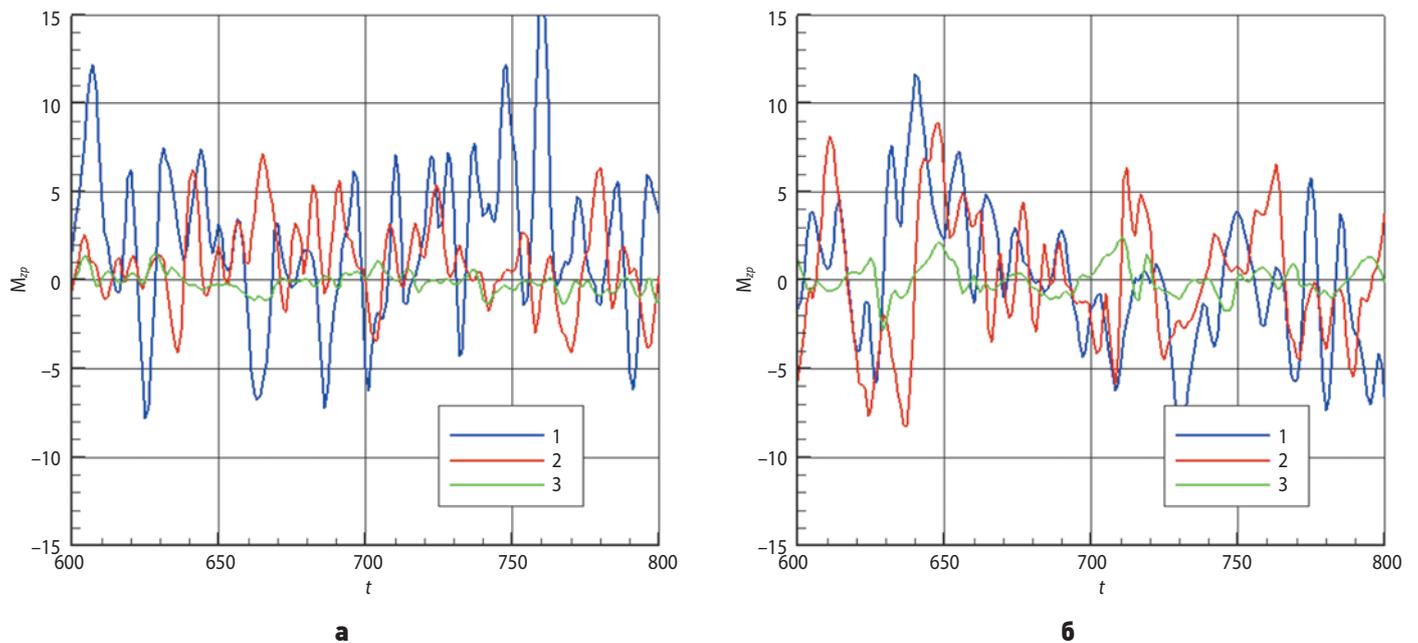
**рисунок 5.** Изменение во времени продольной безразмерной аэродинамической силы  $F_{xp}$ , действующей на парашют при различных расстояниях  $L_p$  между спускаемым аппаратом и парашютом и числа Маха набегающего потока  $M_\infty$ .

**ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ И СИЛОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СПУСКАЕМОГО В АТМОСФЕРЕ АППАРАТА И НАХОДЯЩЕГОСЯ В ЕГО СЛЕДЕ ПАРАШЮТА**



**а** –  $t=920$ ; **б** –  $t=960$ ; **в** –  $t=1000$ .

**рисунок 6.** Распределение коэффициента давления  $C_p$  на наветренной – **1** и подветренной – **2** сторонах парашюта в различные моменты времени при  $M_\infty=1.8$ ,  $L_p=12$



**1** –  $L_p=18$ ; **2** –  $L_p=12$ ; **3** –  $L_p=6$ ; **а** –  $M_\infty=1.8$ ; **б** –  $M_\infty=1.2$ .

**рисунок 7.** Поведение во времени поперечного аэродинамического момента парашюта  $M_{zp}$  при различных расстояниях  $L_p$  между спускаемым аппаратом и парашютом для числа Маха

Нестационарность течения на подветренной части парашюта, а также нестационарный след за ним существенно влияют на силовые характеристики воздействия потока на парашют. На рисунке 6 для скорости движения  $M_\infty=1.8$  и расстояния между спускаемым аппаратом и парашютом  $L_p=12$  показаны поля коэффициента давления  $C_p$  на наветренной – 1 (под куполом) и подветренной – 2 поверхностях купола парашюта в различные моменты времени (коэффициент давления  $C_p=2(P-P_\infty)$ ).

Неравномерное распределение давления на поверхностях купола парашюта обуславливает появление поперечного момента действующих на парашют аэродинамических сил (момент определяется относительно оси, перпендикулярной плоскости  $OXY$  и проходящей через точку  $B$  (см. рисунок 1). Так, на рисунке 7 для скоростей спуска, соответствующих  $M_\infty=1.8$  и  $M_\infty=1.2$ , показано поведение во времени поперечного аэродинамического безразмерного момента парашюта  $M_{z_p}$  при различных расстояниях между спускаемым аппаратом и парашютом.

Здесь следует отметить, что уменьшение расстояния между спускаемым аппаратом и парашютом приводит к уменьшению амплитуды колебания поперечного аэродинамического момента (в безразмерном виде) (кривые 3 на рисунке 7), что, по всей видимости, связано с формированием общей вихревой зоны между аппаратом и парашютом (см. картины течения на рисунках 3б, 3в).

## заключение

Представленные результаты численного моделирования позволяют, по мнению авторов, сделать основной вывод – расстояние между спускаемым аппаратом и парашютом существенно влияет как на устойчивость в потоке всей системы спускаемый аппарат – парашют, так и на эффективность торможения парашютной системы. Приведённые результаты показывают, что при расстоянии между спускаемым аппаратом и парашютом, равным  $L_p=18$ , парашютная система более эффективна и устойчива, чем при расстоянии в  $L_p=12$ .

Полученные результаты демонстрируют как возможности математического моделирования и, в частности, используемого численного метода для решения сложной и трудоёмкой задачи, встречаемой в практике проектирования объектов летательной техники. Проведённый анализ результатов позволяет сделать выводы и рекомендации при разработке парашютных систем для объектов аэрокосмической техники.

Представленные результаты получены на вычислительных ресурсах Межведомственного суперкомпьютерного центра Российской академии наук (МСЦ РАН).

Работа выполнена в рамках государственного задания Института автоматизации проектирования Российской академии наук.

## список литературы

Бабаков А.В. Программный комплекс «FLUX» для моделирования фундаментальных и прикладных задач аэрогидродинамики // Ж. вычисл. матем. и матем. физ. 2016. Т. 56, № 6. С. 1174-1184.

Бабаков А.В., Финченко В.С. Численное моделирование аэродинамики лобового аэродинамического экрана спускаемого аппарата проекта «ЭКЗО-МАРС» и анализ структуры потока в донной области и ближнем следе // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019, № 4. С. 45-51.

Бабаков А.В., Финченко В.С. Теоретико-экспериментальное исследование обтекания дозвуковым газовым потоком лобового аэродинамического экрана после отделения от спускаемого аппарата «ЭКЗО-МАРС» в атмосфере планеты // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 2. С. 41-54.

Белоцерковский О.М., Северинов Л.И. Консервативный метод потоков и расчет обтекания тела конечных размеров вязким теплопроводным газом // Ж. вычисл. матем. и матем. физ. 1973. Т. 13, № 2. С. 385-397.

Плюгин Н.Н., Хлебников В.С. Проблема создания парашютной системы для торможения летательного аппарата при сверхзвуковых режимах // ПМТФ. 2010. Т. 51, № 5. С. 5-16.

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

Цыганов П.Г. Влияние сопротивления переднего тела на перестройку течения между двумя телами, одно из которых находится в следе другого при сверхзвуковом обтекании // Труды ЦАГИ. 1991. Вып. 2494. 40 с.

Babakov A.V. Numerical simulation of flow structure near descent module in Mars atmosphere // Smart Innovation, Systems and Technologies. 2021. Vol. 217. P. 25-34.

Babakov A.V., Belotserkovskii O.M. The simulation of the coherent vortex structures in the turbulent flows // Advances in Mechanics. 1990. Vol. 13, № 3.4. P. 135-169.

Khartov V.V., Martynov M.B., Lukiyanichikov A.V., Alexashkin S.N. Conceptual design of «EXOMARS-2018» descent module developed by Federal Enterprise «Lavochkin association» // Sol. Syst. Res. 2015. Vol. 49, № 7. P. 500-508.

Savin G.I., Shabanov B.M., Telegin P.N., Baranov A.V. Joint Supercomputer Center of the Russian Academy of Sciences: Present and Future // Lobachevskii J. Math. 2019. Vol. 40. P. 1853-1862.

Статья поступила в редакцию 22.08.2022

Статья после доработки 22.08.2022

Статья принята к публикации 23.08.2022

## ГАЗОНЕПРОНИЦАЕМОЕ ЭРОЗИОННО-СТОЙКОЕ ПОКРЫТИЕ ИЗ ОКСИДА АЛЮМИНИЯ, СИНТЕЗИРОВАННОГО МЕТОДОМ АТОМНО-СЛОЕВОГО ОСАЖДЕНИЯ

**А.В. Блошенко<sup>1</sup>,**  
кандидат физико-  
математических наук,  
kerc@elnet.msk.ru;  
**A.V. Bloshenko**

**С.К. Сигалаев<sup>2</sup>,**  
кандидат физико-  
математических наук,  
nanocentre@kerc.msk.ru;  
**S.K. Sigalaev**

**В.В. Кошлаков<sup>2</sup>,**  
доктор технических наук,  
kerc@elnet.msk.ru;  
**V.V. Koshlakov**

**Д.Ф. Слесарев<sup>2</sup>,**  
puzenkina@kerc.msk.ru;  
**D.F. Slesarev**

## GAS-TIGHT EROSION- RESISTANT ALUMINIUM OXIDE COATING SYNTHESIZED BY ATOMIC LAYER DEPOSITION

**Р.Н. Ризаханов<sup>2</sup>,**  
кандидат физико-  
математических наук,  
nanocentre@kerc.msk.ru;  
**R.N. Rizakhanov**

*Методами растровой электронной, атомно-силовой микроскопии, спектроскопии комбинационного рассеяния света и рентгеновской дифрактометрии изучено газонепроницаемое эрозионно-стойкое покрытие из оксида алюминия до и после контакта с высокотемпературной восстановительной газовой средой. Установлено, что указанные покрытия толщиной от 180 нм до 300 нм, полученные методом атомно-слоевого осаждения, не изменились после контакта в течение 4500 с при температуре (950±50) К с восстановительной газовой средой. Данное обстоятельство позволяет использовать их для защиты поверхностей, корродирующих при контакте с высокотемпературными газовыми потоками.*

*Ключевые слова:* эрозионно-стойкое покрытие; оксид алюминия; высокотемпературные газовые потоки; восстановительная газовая среда.

DOI: 10.26162/LS.2022.58.4.003

Явление взаимодействия металлов и сплавов с восстановительными газовыми средами впервые стало изучаться в химической промышленности применительно к пиролизу нефтепродуктов, переработке попутных газов и т.д. Установки пиролиза нефтепродуктов работают годами, и явлению их коррозии уделяется серьёзное внимание: для предотвращения углеродной коррозии и коксообразования разрабатываются специальные покрытия рабочей поверхности

*Scanning electron microscopy, atomic force scanning microscopy, Raman spectroscopy, and X-ray diffractometry were used to study a gas-tight erosion-resistant aluminum oxide coating before and after contact with a high-temperature reducing gas medium. It has been found that these coatings with a thickness of 180 nm to 300 nm, obtained by atomic layer deposition, did not change after contact for 4500 s at a temperature of (950±50) K with a reducing gas medium. This circumstance makes it possible to use them to protect surfaces that corrode upon contact with high-temperature gas flows.*

*Keywords:* erosion-resistant coating; aluminum oxide; high-temperature gas flows; reducing gaseous medium.

на стенках стальных пиролизных труб. Углеродная коррозия может приводить к катастрофическим последствиям для промышленных установок. В частном случае углеродная коррозия представляет собой каталитический рост углеродных нанотрубок и микроволокон на поверхности металла, вследствие чего частицы металла, на которых выросли волокна, вырываются из поверхности и уносятся газовым потоком (Бухаркин А.К., 2001).

<sup>1</sup> Государственная корпорация «Роскосмос», Россия, г. Москва.  
State Space Corporation Roscosmos, Russia, Moscow.

<sup>2</sup> АО ГИЦ «Центр Келдыша», Россия, г. Москва.  
State Scientific Center of the Russian Federation «Keldysh Research Center», Russia, Moscow.

Проблема углеродной коррозии возникает и при разработке жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) с восстановительным газогенератором. Опыт создания и эксплуатации ЖРД с большим ресурсом показал, что восстановительная среда может вступать во взаимодействие с конструкционными материалами, приводя к деградации газовых трактов двигателя. Особенно деградация стенки газопроводов РД восстановительной среды может проявиться при увеличении времени работы двигателей до нескольких тысяч секунд.

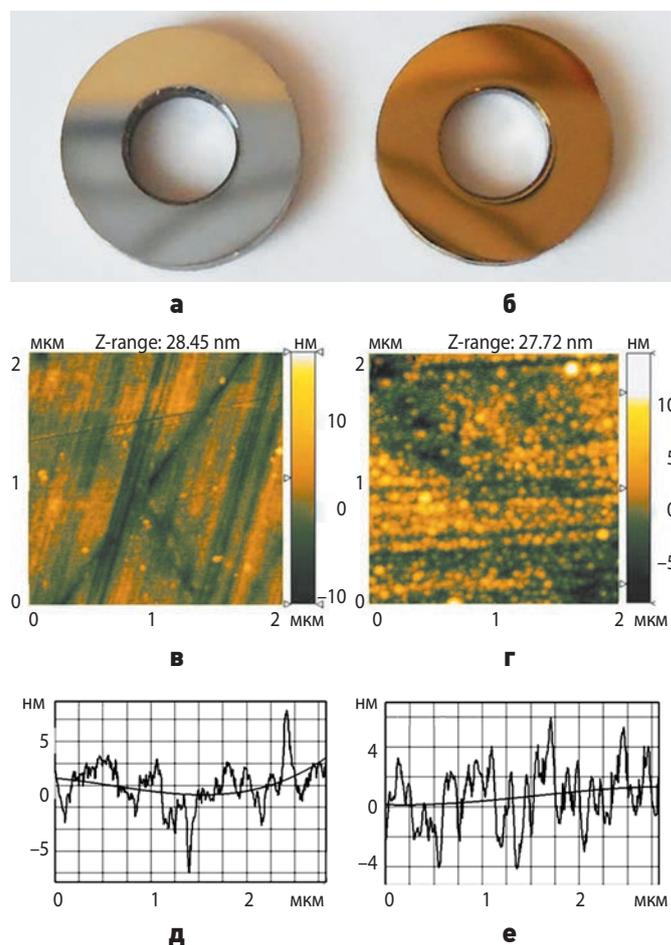
Для решения проблемы сохранения стенки газового тракта ЖРД в восстановительной среде было предложено использовать защитные покрытия. В ходе экспериментальных испытаний в АО ГНЦ «Центр Келдыша» различных покрытий (алмазоподобные покрытия (Высотина Е.А., Казаков В.А., Полянский М.Н., Савушкина С.В. и др., 2017), покрытия из диоксида циркония (Савушкина С.В., Полянский М.Н., Борисов А.М., Виноградов А.В. и др., 2016), карбида кремния, нитрида титана и др.) для различных применений, в том числе в модельной камере метанового ЖРД, в качестве наиболее перспективного газоплотного защитного покрытия было выбрано покрытие на основе оксида алюминия, полученное методом атомно-слоевого осаждения (АСО) на основе реакции роста в адсорбционном слое сверхтонких плёнок путём чередования адсорбции на ростовой поверхности двух различных газовых прекурсоров (Aleskovskii V.B., Drozd V.E., 1990). Тонкие АСО-покрытия обладают высокой однородностью, сплошностью и конформностью к поверхности роста.

В качестве материала покрытия использовался оксид алюминия  $Al_2O_3$  ввиду его химической инертности, высокой температуры плавления  $2053^\circ C$  (Лидин Р.А., Молочко В.А., Андреева Л.Л., 1997) и высокой твёрдости (Krell A., 1995; Синани А.Б., Дынкин Н.К., Литвинов Л.А., Коневский П.В. и др., 2009). Покрытие наносилось на установке Picosun Sunale R-150 на поверхность плоских полированных шайб из нержавеющей стали 12X18H10T. На рисунке 1а представлено изображение шайбы до нанесения покрытия, на рисунке 1б – после нанесения. Также покрытие наносилось на внешние и внутренние поверхности изогнутых электрополированных (с параметром шероховатости  $R_a$  менее 0,25 мкм) трубок с внешним диаметром 19,05 мм, толщиной 1,24 мм и длиной 128 мм из стали S316L корейского производства. На рисунке 2а изображена трубка до нанесения покрытия, на рисунке 2б – после нанесения покрытия. Шероховатость исходной полированной поверхности шайбы не превышала  $\pm 8$  нм (рисунок 1д), и после нанесения на неё АСО-покрытия из  $Al_2O_3$  шероховатость поверхности практически

не изменилась ( $\pm 6$  нм, рисунок 1е), а рельеф приобрёл нановыпуклую структуру с характерными высотой и диаметром нановыпуклостей (соответственно  $\approx 4$  нм и 50 нм, рисунки 1г, 1е).

Шероховатость поверхности электрополированных трубок после нанесения на них АСО-покрытия из  $Al_2O_3$  (рисунок 2б) не превышала  $\pm 25$  нм (рисунки 2в, 2г). Цвет покрытия из оксида алюминия  $Al_2O_3$  – золотистый на шайбе (рисунок 1б) и сине-голубой на трубке (рисунок 2б) – определяется толщиной покрытия (интерференционный контраст), равной примерно 185 и 280 нм соответственно (рисунки 3в и 4).

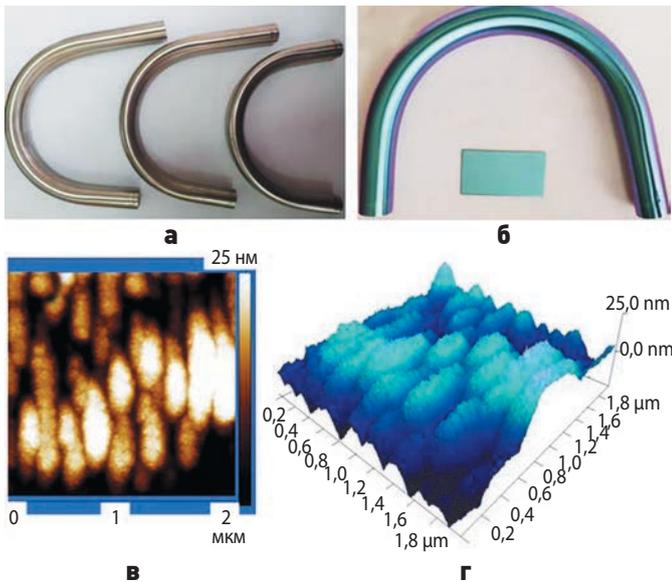
Для определения толщины покрытия шайба была разрезана (рисунок 3а), из неё приготовлен поперечный шлиф (рисунок 3б), который затем был исследован (рисунок 3в) с помощью сканирующего электронного микроскопа (СЭМ) FEI Quanta 600 FEG, укомплектованного системой рентгенофлуоресцентного микроанализа EDAX TridentXM 4.



**а** – до нанесения и **б** – после нанесения покрытия из  $Al_2O_3$ . Увеличенное изображение поверхности образцов, полученное с помощью атомно-силового микроскопа (АСМ) Veeco Dimension V;  
**в** – до нанесения и **г** – после нанесения покрытия  $Al_2O_3$ . Увеличенное изображение профиля поверхности образцов, полученное с помощью АСМ Veeco Dimension V;  
**д** – до нанесения и **е** – после нанесения покрытия  $Al_2O_3$ .

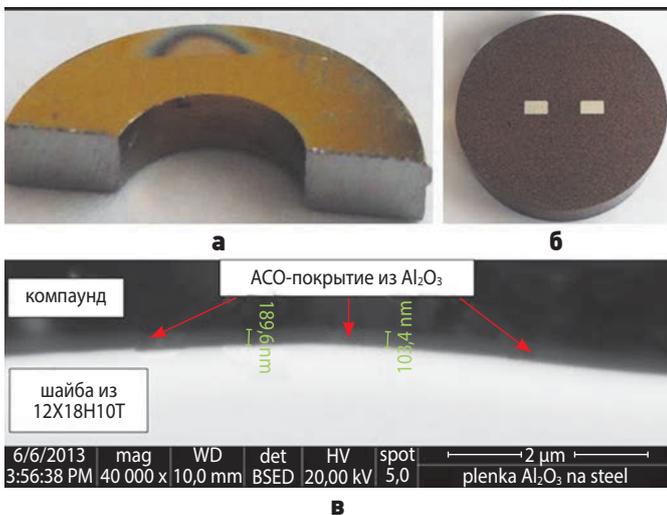
**рисунок 1.** Изображение образцов – плоских шайб

**ГАЗОНЕПРОНИЦАЕМОЕ ЭРОЗИОННО-СТОЙКОЕ ПОКРЫТИЕ ИЗ ОКСИДА АЛЮМИНИЯ, СИНТЕЗИРОВАННОГО МЕТОДОМ АТОМНО-СЛОЕВОГО ОСАЖДЕНИЯ**



**рисунки 2.** Изображение образцов изогнутых электрополированных трубок (с параметром шероховатости Ra менее 0,25 мкм) из стали S316L корейского производства  
**а** – до нанесения и **б** – после нанесения АСО-покрытия из  $Al_2O_3$ . Увеличенное изображение микроучастка поверхности образца после нанесения АСО-покрытия  $Al_2O_3$ , полученное с помощью АСМ Veeco Dimension V; **в** – профиль АСО-покрытия; **г** – его трёхмерное представление.

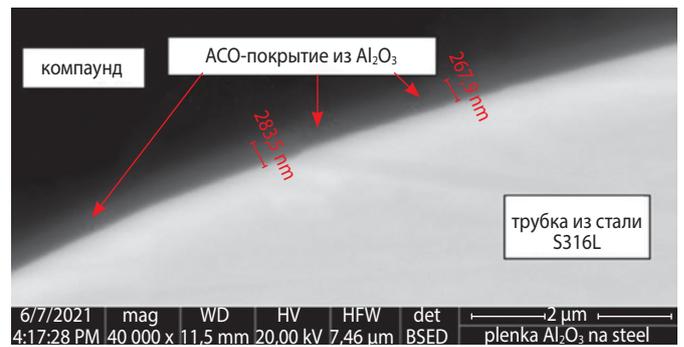
**рисунки 2.** Изображение образцов изогнутых электрополированных трубок (с параметром шероховатости Ra менее 0,25 мкм) из стали S316L корейского производства



**рисунки 3.** Изображение разрезанного образца – плоской полированной шайбы из стали 12X18H10T  
**а** – шайба с нанесённым АСО-покрытием из оксида алюминия  $Al_2O_3$ ; **б** – изготовленный из образца запрессованный в фенольный компаунд поперечный шлиф; **в** – увеличенное изображение ( $\times 40000$ ) поперечного шлифа. Изображение получено с помощью СЭМ FEI Quanta 600 FEG.

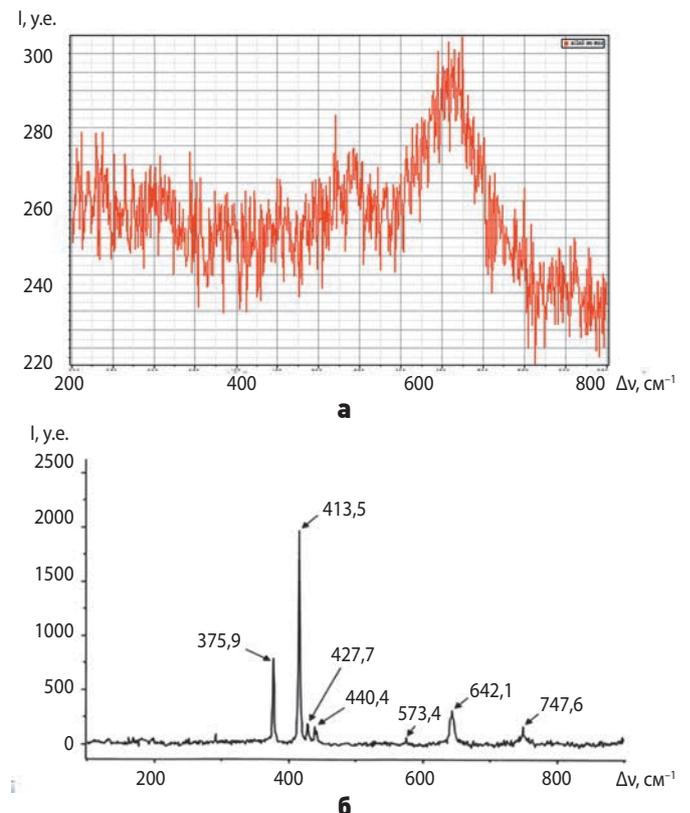
**рисунки 3.** Изображение разрезанного образца – плоской полированной шайбы из стали 12X18H10T

Для определения толщины покрытия на электрополированной трубке из стали S316L трубка также была разрезана и из неё приготовлен поперечный шлиф, который затем был исследован (рисунки 4) с помощью СЭМ FEI Quanta 600 FEG.



**рисунки 4.** Увеличенное изображение ( $40000\times$ ) поперечного шлифа образца – электрополированной трубки из стали S316L (Корея) – с нанесённым на её поверхность конформным АСО-покрытием из оксида алюминия  $Al_2O_3$

Для определения фазового состава АСО-покрытия были проведены исследования с помощью обычно используемых для этого методов рентгеновской дифракции и спектроскопии комбинационного рассеяния света (КРС). На рисунке 5а представлен КРС-спектр от поверхности плоской полированной шайбы из стали 12X18H10T с нанесённым на неё конформным АСО-покрытием. Для сравнения на рисунке 5б представлен КРС-спектр монокристаллического синтетического сапфира (Kadleikova M., Breza J., Vesely M., 2001).

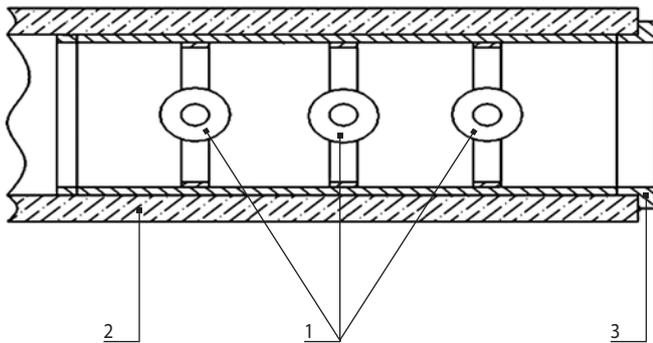


**рисунки 5.** Спектр КРС от поверхности плоской полированной шайбы из стали 12X18H10T с нанесённым на неё конформным АСО-покрытием из  $Al_2O_3$  – (а) и спектр КРС монокристалла синтетического сапфира (Kadleikova M., Breza J., Vesely M., 2001) – (б)

Из рисунка 5 видно, что в спектре от поверхности плоской шайбы с нанесенным на неё покрытием отсутствуют линии КРС монокристаллического сапфира. Это указывает на то, что АСО-покрытие состоит не из кристаллического, а из аморфного  $\text{Al}_2\text{O}_3$ . Широкая полоса от 600 до 700  $\text{см}^{-1}$  на рисунке 5а образовалась благодаря присутствию смешанных окислов хрома и никеля на поверхности сплава, содержащего Cr, Ni, Fe (Farrow R.L., Nagelberg A.S., 1980).

## Огневые испытания

Для проведения огневых испытаний плоские шайбы без покрытий и с нанесённым АСО-покрытием из  $\text{Al}_2\text{O}_3$  помещались в модель газового тракта газогенератора метанового двигателя, рисунок 6.

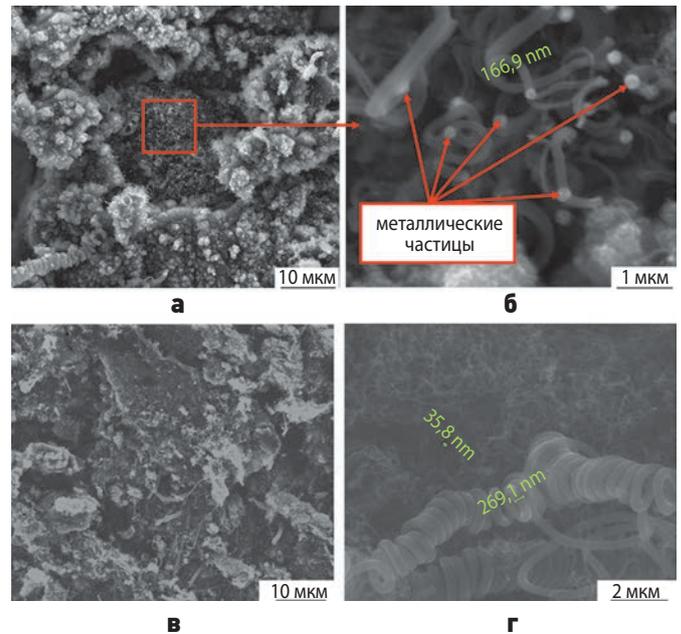


1 – образцы; 2 – кварцевая труба; 3 – втулка.

**рисунок 6.** Схема крепления испытываемых образцов – плоских шайб в модели газовода газогенератора метанового ЖРД

Изогнутые электрополированные трубки из стали S316L служили в качестве модельного газовода газогенератора. Их внутренняя поверхность, как поверхность модельного газовода, подвергалась длительному воздействию высокотемпературного восстановительного генераторного газа. Требуемые условия обеспечивались проведением огневых испытаний на установке, в состав которой входила модель газовода. Для обеспечения модельных условий (давление  $(2,5 \pm 0,5)$  МПа, температура газа  $(950 \pm 50)$  К) в установке использовался газогенератор, работающий на компонентах топлива «метан+кислород газообразный». Продукты сгорания (генераторный газ) из газогенератора проходили через исследуемую модель газовода, контактируя с её внутренней поверхностью; на её внешней поверхности была установлена термопара. Проведены три испытания длительностью 1500 с каждое.

После огневых испытаний на поверхности образцов был обнаружен слой углеродных отложений, рисунки 7, 8 и 9. Углеродные отложения представляли



а, б – без АСО-покрытия из  $\text{Al}_2\text{O}_3$ ;

в, г – с нанесённым АСО-покрытием.

**рисунок 7.** Увеличенное изображение участков поверхности образца – плоской шайбы после огневых испытаний

собой скопления углеродных частиц разнообразной формы – пластины, сферы, нановолокна, пыле нанотрубки. Толщина нанотрубок в отложениях варьировалась от 30 до 400 нм. При этом на образцах без покрытия выросли углеродные нанотрубки, имеющие как внутри, так и на своих вершинах сферические частицы металла образцов (рисунок 7 б), что указывает на протекание процесса интенсивной углеродной коррозии (Chun C.M., Mumford J.D., Ramanarayanan T.A., 2002) на незащищённых АСО-покрытиями поверхностях образцов, рисунки 7а, 7б.

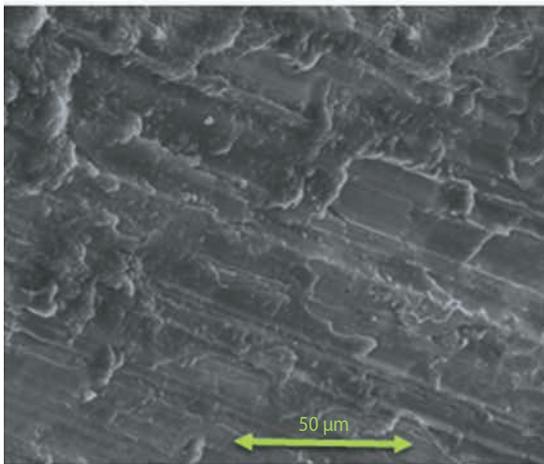
На образце с АСО-покрытием из  $\text{Al}_2\text{O}_3$  выросли углеродные нанотрубки, не имеющие частиц металла, что свидетельствует о высоких защитных свойствах АСО-покрытия, препятствующего протеканию углеродной коррозии (рисунки 7в, 7г). В отличие от прочно держащихся углеродных отложений на поверхностях образцов без защитного покрытия, отложения на образцах с АСО-покрытием легко отделяются от их поверхностей мягкой волосяной кисточкой. На рисунке 8а показана плоская шайба с покрытием, у которой для дальнейших исследований частично сохранены углеродные отложения.

Исследование поверхности образца, прошедшего огневые испытания, методами электронной микроскопии и энергодисперсионного микроанализа показало, что целостность покрытия из оксида алюминия не нарушена (рисунок 8). Углеродные нанотрубки нигде не проросли с поверхности металла сквозь защитное АСО-покрытие, а их адгезия с поверхностью покрытия слабая.

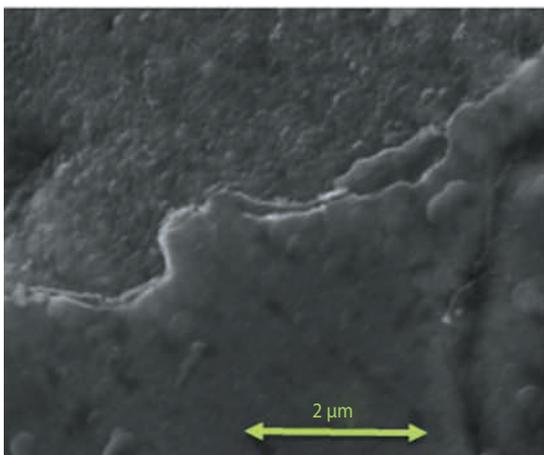
**ГАЗОНЕПРОНИЦАЕМОЕ ЭРОЗИОННО-СТОЙКОЕ ПОКРЫТИЕ ИЗ ОКСИДА АЛЮМИНИЯ,  
СИНТЕЗИРОВАННОГО МЕТОДОМ АТОМНО-СЛОЕВОГО ОСАЖДЕНИЯ**



**а**



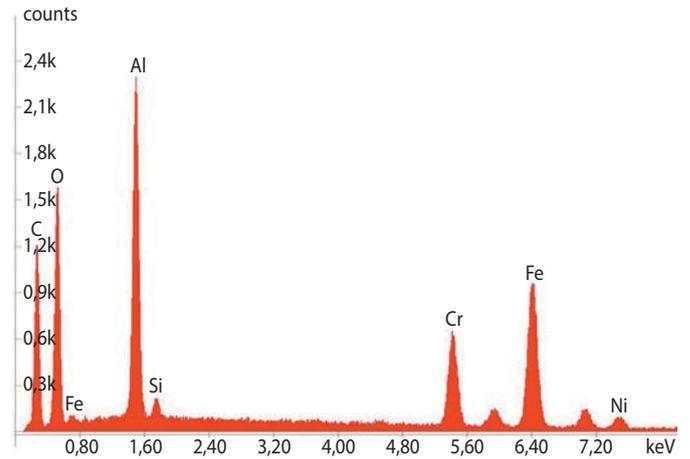
**б**



**в**

**1** – поверхность с нанесённым АСО-покрытием после отделения углеродных отложений;  
**2** – боковая поверхность шайбы после отделения углеродных отложений;  
**3** – частично сохранённые углеродные отложения.

**рисунок 8.** Изображение при различных увеличениях образца – плоской шайбы – с нанесённым АСО-покрытием из  $Al_2O_3$ , прошедшего огневые испытания, после отделения углеродных отложений



**рисунок 9.** Спектр рентгеновской флуоресценции (элементный состав) в точке 3 (рисунок 8а) поверхности плоской шайбы с нанесённым АСО-покрытием из  $Al_2O_3$ , прошедшей огневые испытания, на участке где сохранились углеродные отложения



**а**



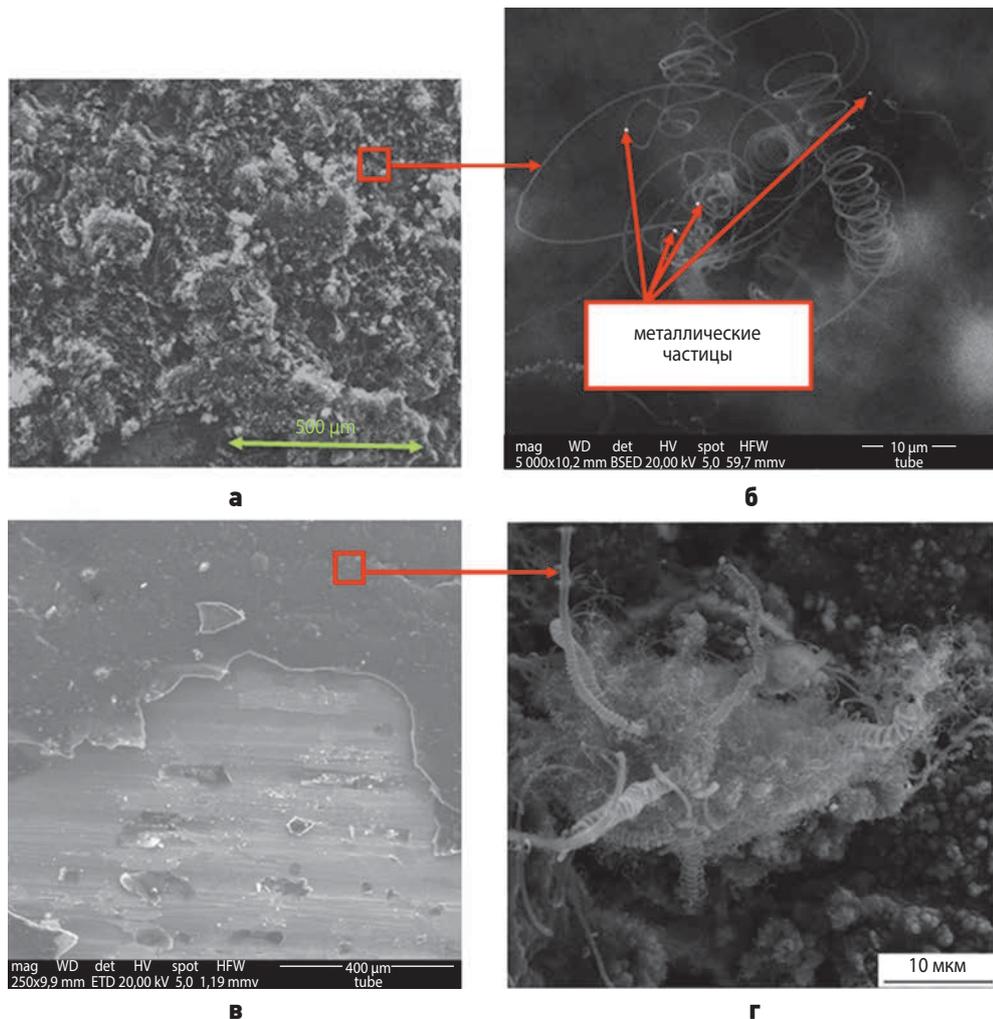
**б**



**в**

**а** – после огневых испытаний;  
**б** – вид внутренней поверхности этого макета;  
**в** – вид внутренней поверхности этого же макета после его разрезки и очистки с помощью мягкого канцелярского ластика и последующей протирки спиртом.

**рисунок 10.** Внешний вид модели газовой, изготовленной из электро-полированной трубки из стали S316L с нанесённым АСО-покрытием из  $Al_2O_3$

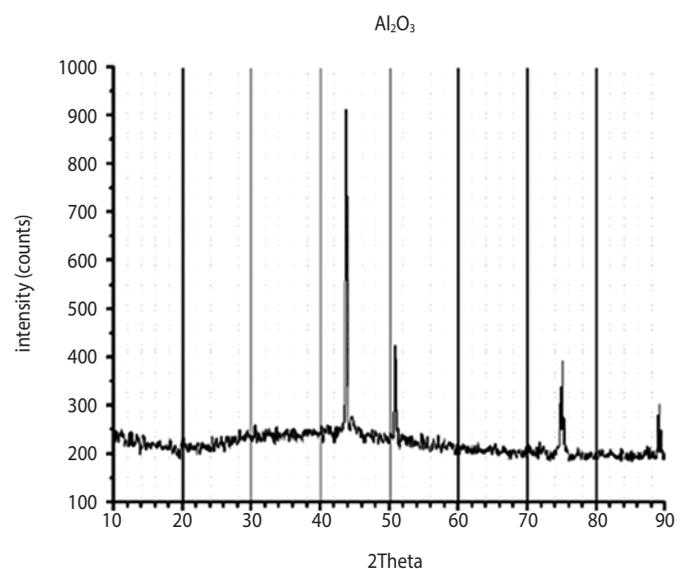


**а, б** – без покрытия; **в, г** – с нанесённым АСО-покрытием из  $\text{Al}_2\text{O}_3$ .

**рисунок 11.** Изображение внутренней поверхности образцов – моделей газовада, изготовленных из электрополированной трубки из стали S316L, после их огневых испытаний

На рисунке 9 представлен состав поверхности в точке 3, рисунок 8а, где сохранились углеродные отложения. Спектр получен на электронном микроскопе FEI Quanta600 FEG с рентгенофлуоресцентной системой микроанализа EDAX TridentXM 4, при энергии электронов в падающем пучке 20 кэВ. На спектре хорошо видны линии кислорода и алюминия, отвечающие атомам АСО-покрытия из  $\text{Al}_2\text{O}_3$ . Также в спектре видна линия углерода, соответствующая атомам углеродных отложений. Поскольку электроны с энергией 20 кэВ проникают сквозь АСО-покрытие из  $\text{Al}_2\text{O}_3$  (185 нм), то они возбуждают рентгеновскую флуоресценцию лежащих под покрытием атомов подложки из стали 12Х18Н10Т – Fe, Cr, Ni, Si.

В отличие от прочно держащихся углеродных отложений на поверхностях модели газовада, изготовленной из электрополированной трубки из стали S316L без АСО-покрытия, отложения на поверхностях модели газовада с нанесённым АСО-покрытием легко отделяются от её внутренней поверхности мягким канцелярским ластиком (рисунок 10 в).



**рисунок 12.** Рентгеновская дифрактограмма поверхности плоской полированной шайбы из 12Х18Н10Т с нанесённым на неё конформным АСО-покрытием из  $\text{Al}_2\text{O}_3$

На модели газоведа, изготовленной из электрополированной трубки из стали S316L без АСО-покрытия, после огневых испытаний выросли углеродные нанотрубки, имеющие частицы металла (рисунок 11б), что указывает на протекание процесса интенсивной углеродной коррозии (*Chun C.M., Mumford J.D., Ramanarayanan T.A.*, 2002).

На модели газоведа с нанесённым АСО-покрытием из  $Al_2O_3$  выросли углеродные нанотрубки, не имеющие частиц металла, что указывает на высокие защитные свойства АСО-покрытия, препятствующего протеканию углеродной коррозии поверхности модели газоведа (рисунки 11в, 11г).

Исследования внутренней поверхности модели газоведа с помощью СЭМ FEI Quanta 600 FEG показали, что после трёх циклов огневых испытаний общей длительностью 4500 с при температуре  $(950\pm 50)$  К АСО-покрытие сохранилось на всей внутренней поверхности модели газоведа, а углеродные отложения легко отделяются, не повреждая покрытие (рисунок 10в). В отложениях частицы металла отсутствуют (рисунок 11г). Это означает, что покрытие обеспечивает эрозионную стойкость стенок модели газоведа, полностью предотвращая контакт металла с газовым потоком и протекающими в нём процессами.

Исследование методом КРС-спектроскопии АСО-покрытия из оксида алюминия  $Al_2O_3$  на плоской полированной шайбе из стали 12Х18Н10Т подтвердило, что как до огневых испытаний, так и после них оно состоит из аморфного  $Al_2O_3$ . Огневые испытания не привели к каким-либо изменениям в спектре КРС (рисунок 5а) от поверхности плоской полированной шайбы с АСО-покрытием из  $Al_2O_3$ .

На рисунке 12 представлена рентгеновская дифрактограмма поверхности плоской полированной шайбы из стали 12Х18Н10Т с нанесённым на неё конформным АСО-покрытием. Вид дифрактограммы оставался неизменным во всех случаях: до нанесения покрытия, после нанесения покрытия и после проведения огневых испытаний.

Идентичность дифрактограмм свидетельствует о двух фактах:

1. Покрытие является аморфным, т.к. не даёт дополнительных рефлексов.

2. Покрытие остаётся аморфным и после трёх огневых испытаний в течение 1500 с каждое; кристаллизация покрытия не происходит.

Измерения толщины покрытия после огневых испытаний показали практически нулевой унос его материала.

В результате исследований методами растровой электронной, атомно-силовой микроскопии, рентгенофлуоресцентного микроанализа, спектроскопии комбинационного рассеяния света и рентгеновской дифрактометрии газонепроницаемого эрозионно-стойкого покрытия из оксида алюминия  $Al_2O_3$  до и после контакта с высокотемпературной восстанови-

тельной газовой средой установлено, что указанные покрытия толщиной от 180 нм до 300 нм, полученные методом АСО, не изменились после контакта с ней в течение 4500 с при температуре  $(950\pm 50)$  К. Данное обстоятельство позволяет использовать их в качестве защитных антикоррозионных покрытий поверхностей, контактирующих с высокотемпературными газовыми потоками.

## **список литературы**

*Бухаркин А.К.* Каталитические свойства металлов и сплавов в процессе пиролиза углеводородов. М.: Техника, 2001. 240 с.

*Высотина Е.А., Казаков В.А., Полянский М.Н., Савушкина С.В. и др.* Исследование структуры и функциональных характеристик алмазоподобных покрытий, полученных методом вакуумно-плазменного напыления // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. 2017. № 12. С. 12-17.

*Лидин Р.А., Молочко В.А., Андреева Л.Л.* Химические свойства неорганических веществ: учеб. пос. для вузов / Под ред. Р.А. Лидина. М.: Химия, 1997. 480 с.

*Савушкина С.В., Полянский М.Н., Борисов А.М., Виноградов А.В. и др.* Исследование теплостойкости покрытий из диоксида циркония, получаемых методом микродугового оксидирования // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. 2016. № 4. С. 1-7.

*Синани А.Б., Дынкин Н.К., Литвинов Л.А., Коневский П.В. и др.* Твёрдость сапфира в различных кристаллографических направлениях // Известия РАН. Сер. физическая. 2009. Т. 73, № 10. С. 1463-1465.

*Aleskovskii V.B., Drozd V.E.* Principles of the precise synthesis of supermolecular objects. Atomic layer epitaxy, molecular layering, chemical buildup // Acta Polytechnica Scandinavica, Chemical technology and metallurgy Series. 1990. Vol. 195. P. 155-161.

*Chun C.M., Mumford J.D., Ramanarayanan T.A.* Mechanisms of Metal Dusting Corrosion of Iron // Journal of the Electrochemical Society. 2002. Vol. 149, № 7. B348-B355.

*Farrow R.L., Nagelberg A.S.* Raman spectroscopy of surface oxides at elevated temperatures // Appl. Phys. Lett. 1980. Vol. 36, № 12. P. 945-947.

*Kadleikova M., Breza J., Vesely M.* Raman spectra of synthetic sapphire // Microelectronics Journal. 2001. Vol. 32, iss. 12. P. 955-958.

*Krell A.* Load dependence of hardness in sintered submicrometer  $Al_2O_3$  and  $ZrO_2$  // J. Am. Ceram. Soc. 1995. Vol. 78 (5). P. 1417-1419.

*Статья поступила в редакцию 27.09.2022*

*Статья после доработки 27.09.2022*

*Статья принята к публикации 27.09.2022*

## УСТРОЙСТВО ИНИЦИИРОВАНИЯ С ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНО- ИСПОЛНИТЕЛЬНЫМ МЕХАНИЗМОМ ДЛЯ СИСТЕМ АВТОМАТИКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

## INITIATION DEVICE WITH FUSE AND ACTUATOR MECHANISM FOR AIRCRAFT AUTOMATIC CONTROL SYSTEMS



**В.И. Загарских<sup>1</sup>**,  
доцент, кандидат  
технических наук,  
zagarskihv@rambler.ru;  
**V.I. Zagarskih**



**Е.Н. Кузин<sup>1</sup>**,  
старший научный  
сотрудник, кандидат  
технических наук,  
arvsn@mil.ru;  
**E.N. Kuzin**



**В.В. Ефанов<sup>2</sup>**,  
профессор, доктор  
технических наук,  
vladimir\_efanov@laspace.ru;  
**V.V. Efanov**

*В статье рассмотрены конструктивные особенности построения предохранительно-пусковых устройств, применяемых в изделиях ракетно-космической техники. Отмечены недостатки устройств подобного типа, предложена конструкция нового средства инициирования с предохранительно-исполнительным механизмом для систем автоматики.*

*Ключевые слова:*

*предохранительно-пусковые устройства;  
несанкционированные (ложные) срабатывания;  
электродетонатор;  
заряд-транслятор;  
ударно-волновой импульс; чека.*

DOI: 10.26162/LS.2022.58.4.004

В объектах ракетной, космической и авиационной техники широко используются предохранительные и пусковые устройства (ППУ), предназначенные для исключения возможности преждевременного

*The article discusses the structural features of the design of fuse and actuator mechanism used in rocket and space technology products. The disadvantages of the units of this type are noted, the design of a new initiation with a fuse and actuator mechanism for automated control systems is proposed.*

*Key words:*

*fuse and actuator mechanism;  
unauthorized (false) initiations;  
electric detonator;  
charge-translator;  
shock wave pulse; pin.*

(несанкционированного) срабатывания бортовых пиромеханических устройств и систем (Козлов В.И., 2012; *Вспомогательные системы...1970*). К настоящему времени разработаны и нашли практическое

<sup>1</sup> ФГКВОУ ВО «Военная академия РВСН имени Петра Великого», Россия, Московская область, г. Балашиха.

The Military Academy of Strategic Rocket Troops after Peter the Great, Russia, Moscow region, Balashikha.

<sup>2</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

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

применение предохранительные устройства различного принципа действия – механического, электро-механического, инерционного или использующего параметры окружающей среды и электронного (Бабкин А.В., Велданов В.А., Грязнов Е.Ф. и др., 2008; Козлов В.И., 2012). В общем случае большинство ППУ выполнено по так называемой «роторной» схеме, сущность которой в том, что блокирующий ротор, играющий роль предохранителя, при вращении относительно оси замыкает либо размыкает детонационную цепь. Недостатки ППУ «роторного» типа связаны со сложностью, громоздкостью и недостаточно высокой надёжностью используемых приводов. Так, разворот блокирующего ротора в ППУ с механическим приводом осуществляют с помощью вытяжного шнура, кулачкового механизма, штока с возвратно-поступательным движением или сильфонного привода.

В ППУ с электромеханическим приводом поворот блокирующего ротора осуществляется с помощью электродвигателя постоянного тока с большим крутящим моментом, кривошипно-пружинного механизма, связанного с шлицевым валом двигателя непосредственно или через коробку передач. Помимо больших масс и габаритов, ППУ с электромеханическим приводом требуют дополнительно большого энергопотребления для электродвигателя. К тому же, устройство является достаточно сложным, имеет большое количество трущихся, вращающихся деталей.

ППУ с инерционным приводом или приводом, использующим параметры окружающей среды, имеют весьма ограниченную область применения на летательных аппаратах. В основном они применяются только при старте ракет или при посадке спускаемых аппаратов на Землю или другие планеты. Кроме того, в конструкции этих ППУ включены дополнительно чувствительные устройства, например барометрическое реле, а также дополнительные источники питания, электродвигатели, массивные платформы, срезаемые предохранительные штифты, скрученные ленточные пружины и т.д. Все это ограничивает возможность использования ППУ указанных типов на борту таких ЛА, как космические аппараты и ракетные блоки.

Электронные ППУ имеют малые размеры, массы и незначительное энергопотребление. Однако на сегодняшний день не обеспечен требуемый уровень радиационно-термической стойкости микрочипов, безотказность действия их в условиях мощных электромагнитных полей и СВЧ-сигналов (Любомудров А.А. и др., 2018; Экономов А.П., Ксанфомалити Л.В., 2017).

Заслуживает внимания конструкция предохранительно-исполнительного механизма (ПИМ), выполняющего в боеприпасах ту же функцию, что и ППУ на борту ЛА (Егоренков Л.С., Сулин Г.А., Платонов Н.А. и др., 2005). ПИМ состоит из цилиндрического корпуса, в котором имеется движок с расположенным в нём взрывным элементом (выполняющим роль передаточного заряда), вышибного заряда, пускового электровоспламенителя и контактной группы боевой цепи. На переднем торце движка установлен фиксатор, выполненный в виде конусной чашечки из деформируемого материала (например, из мягкой отожжённой стали), направленной большим основанием в сторону перемещения движка, а на внутренней поверхности корпуса, примыкающей к торцу, выполнена кольцевая расточка. Геометрические размеры расточки и конусной чашечки связаны определёнными соотношениями. Вышибной заряд установлен соосно на заднем торце движка напротив пускового электровоспламенителя. ПИМ дополнительно содержит стопоры, например пиротехнический, инерционный, электромагнитный. Неоспоримое преимущество данного устройства по сравнению с предыдущими – отсутствие в конструкции пружины; рабочим телом для движка служат продукты сгорания вышибного заряда (порохового, пиротехнического либо твёрдого ракетного или специального топлива). Другим преимуществом данного устройства является наличие на переднем торце движка фиксатора в виде конусной чашечки из деформируемого материала и кольцевой расточки на внутренней поверхности корпуса, что позволяет стопорить движок во взведённом положении. Перечисленные преимущества повышают надёжность устройства, а также, отчасти, упрощают конструкцию (Шевченко С.Н., 2021).

Однако и данная конструкция устройства не лишена недостатков. К ним следует отнести:

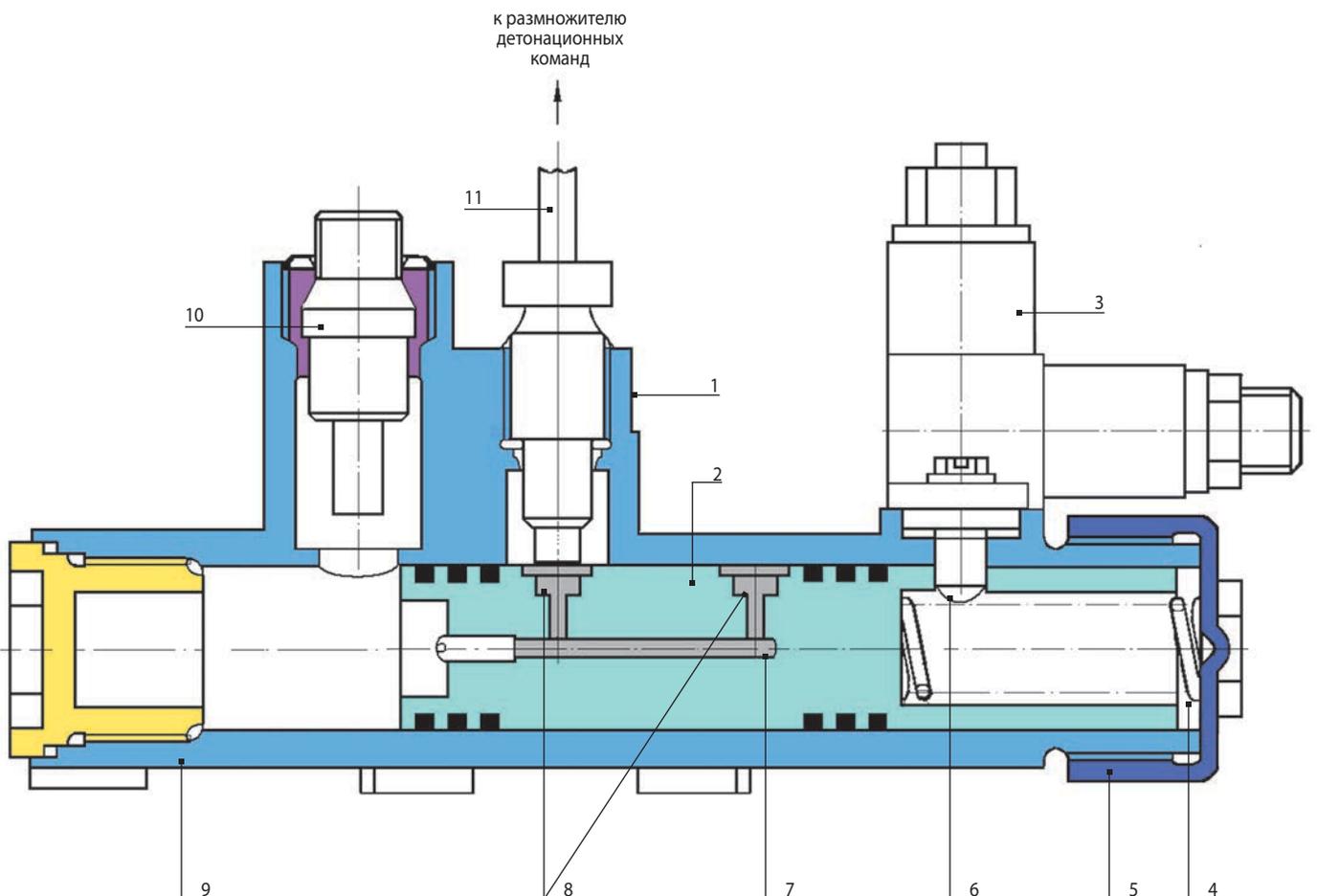
- необходимость задействования инициирующих элементов двух разных типов (электродетонатора с детонирующим снаряжением и электровоспламенителя с горящим снаряжением для вышибного заряда), времена и разброс времён срабатывания которых разнятся на порядок;
- зависимость от внешних факторов (давление окружающей среды, начальная температура заряда), от скорости горения, состава конечных продуктов сгорания, объёма газообразных продуктов и их давления для вышибного заряда, наличие в составе продуктов значительного количества конденсированной фазы (к-фазы), не вносящей вклада в работу по перемещению движка;
- возможность проскока сильно разогретых газообразных продуктов горения вышибного заряда

в зазор между движком и каналом корпуса устройства до начала перемещения движка, что может отрицательно сказаться на состоянии передаточного заряда (частичное разложение, выгорание либо подплавление ВВ, которые могут либо снизить восприимчивость передаточного заряда к инициирующему импульсу, либо ухудшить его детонационную способность);

- возможность даже незначительной закрутки движка вдоль оси при его перемещении по каналу корпуса устройства, что может вызвать частичное либо полное перекрытие канала с передаточным зарядом и каналов в полостях с электродетонатором и зарядом-транслятором детонационных команд, особо опасное в тех случаях, когда диаметры передаточных зарядов становятся сравнимыми с критическими диаметрами детонации применяемых в них ВВ и составов (порядка 0,5 мм и менее);

- большие ударные нагрузки (импульсы) при срабатывании вышибного заряда и фиксатора предложенной конструкции, существенно превышающие значения, определяемые нормативными документами в качестве допустимых для бортовой аппаратуры РКТ.

В качестве перспективного, одновременно выполняющего роль ППУ и инициатора, следует рассматривать устройство детонационного принципа действия (Ефанов В.В., Кузин Е.Н., Горовцов В.В., 2015). Такое устройство позволяет повысить надёжность работы, обладает универсальностью применительно к летательным аппаратам любых классов и сохраняет работоспособность на любых участках их полётов независимо от параметров окружающей среды и возмущений. (Колобов А.Ю., Пирогов М.В., Рожков В.В., 2021). Принципиальная схема устройства детонационного принципа действия представлена на рисунке.



- 1 – корпус; 2 – поршень; 3 – чека детонационная;  
 4 – пружина цилиндрическая; 5 – крышка прижимная;  
 6 – фиксатор; 7 – передаточный заряд-детонатор;  
 8 – концевой усилительный заряд;  
 9 – заглушка торцевая; 10 – электродетонатор;  
 11 – заряд-транслятор детонационных команд.

**рисунок.** ППУ детонационного принципа действия

Принцип работы устройства состоит в следующем. При подаче от бортовой системы управления по циклограмме или дистанционно с Земли команды на средство инициирования детонационной чеки 3 происходит её срабатывание, в результате чего фиксатор 6 утапливается в корпус чеки и выходит из зацепления с поршнем 2. Под действием усилия цилиндрической пружины 4 происходит перемещение поршня 2 до упора в торцевую заглушку 9. Пружина 4 при этом положении поршня 2 остаётся в поджатом состоянии и не позволяет поршню самопроизвольно перемещаться в обратном направлении. В результате перемещения поршня радиальные каналы передаточного заряда-детонатора 7 устанавливаются строго против электродетонатора 10 и заряда-транслятора детонационных команд 11, замыкая тем самым детонационную цепь.

При подаче электрического импульса на мостики накаливания электродетонатора 10 последний срабатывает и инициирует детонацию передаточного заряда-детонатора 7. Детонационный импульс, усиленный концевым усилительным зарядом 8, возбуждает детонацию в заряде-трансляторе детонационных команд 11, по которому она передаётся размножителю детонационных команд, а от него – исполнительным устройствам безмостикового типа (разрывным болтам, детонационным замкам, толкателям, чекам и т.д.).

Использование в конструкции устройства узлов и элементов пироматериалов, снаряжённых только взрывчатыми веществами и взрывчатыми композициями, отказ от порохов, пиротехнических составов исключает влияние параметров окружающей среды и возмущений на стабильность (единообразие) работы устройства (Загарских В.И., 2011). Надёжность устройства обуславливается тем, что при поступлении ложного (паразитного) сигнала на электродетонатор 10 может произойти его срабатывание в запоршневой объём. Детонационная чека 3 будет находиться в исходном положении, фиксатор 6 – надёжно удерживать поршень 2 и детонационная цепь будет разомкнута. Если ложный сигнал поступит на средство инициирования детонационной чеки 3 и произойдёт его срабатывание, то фиксатор 6 выйдет из зацепления с поршнем 2 и последний в результате своего перемещения замкнёт детонационную цепь. Но так как в данной ситуации от системы управления команды на срабатывание электродетонатора 10 не последует, цепь останется замкнутой, а детонация по ней не пойдёт. И наконец, при поступлении ложных сигналов одновременно на оба электродетонатора они сработают практически мгновенно. Так как время срабатывания, используемых в бортовой пироматериалов мостиковых электродетонаторов и элек-

тродетонирующих устройств, составляет десятки микросекунд, то поршень 2 за этот период времени не успеет сместиться в пусковое положение и замкнуть детонационную цепь.

## **список литературы**

*Бабкин А.В., Велданов В.А., Грязнов Е.Ф. и др.* Средства поражения и боеприпасы: учебник / Под общ. ред. В.В. Селиванова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. 984 с.

*Вспомогательные системы ракетно-космической техники* / Под ред. И.В. Тишунина. М.: Мир, 1970. 400 с.

*Егоренков Л.С., Сулин Г.А., Платонов Н.А. и др.* Предохранительно-исполнительный механизм взрывателя // Патент РФ № 2255302 С1, МПК F42C 15/184. Патентообладатель ФГУП «НИИ «Поиск». № 2004104450/02, заявл. 17.02.2004; опубл. 27.06.2005.

*Ефанов В.В., Кузин Е.Н., Горовцов В.В.* Устройство защиты детонационных цепей бортовой автоматики летательных аппаратов // Патент РФ № 2541595. МПК F42C 15/00. № 2013147419/11, заявл. 24.10.2013, опубл. 20.08.2015.

*Загарских В.И.* Взрывчатые вещества и средства пироматериалов: Учеб. пособие. Ч. 2. М.: МО РФ, 2011. 175 с.

*Козлов В.И.* Особенности конструкций взрывательных устройств для боеприпасов ствольной артиллерии // URL: <http://technomag.http://edu.ru/doc/452053.htm> [Электронный ресурс], (дата обращения: 08.08.2022).

*Любомудров А.А., Ефанов В.В., Горовцов В.В., Кузин Е.Н.* Электромагнитные помехи, генерируемые в космическом аппарате при электризации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 87-92.

*Экономов А.П., Ксанфомалити Л.В.* Перспективные системы теплозащиты спускаемых аппаратов для исследований Венеры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 163-169.

*Шевченко С.Н.* Интервальное оценивание надёжности космических аппаратов в процессе наземной экспериментальной отработки // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 1. С. 21-23.

*Колобов А.Ю., Пирогов М.В., Рожков В.В.* Принципы и основные схемы радикалов для построения базы данных системы планирования и управления работой целевой аппаратуры космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 2. С. 73-79.

*Статья поступила в редакцию 16.09.2022*

*Статья после доработки 16.09.2022*

*Статья принята к публикации 16.09.2022*

## МОДЕЛИ ОЦЕНКИ БЕЗОПАСНОСТИ (ЖИВУЧЕСТИ) КА ПРИ РАЗРАБОТКЕ: СИСТЕМНЫЙ ПОДХОД

## MODELS FOR ASSESSING THE SAFETY (SURVIVABILITY) OF SPACECRAFT DURING DEVELOPMENT: A SYSTEMATIC APPROACH



**Ю.А. Матвеев<sup>1</sup>,**  
профессор, доктор  
технических наук,  
matveev\_ya@mail.ru;  
**Yu.A. Matveev**

*Обеспечение безопасности (живучести) техники рассматривается как системотехническая проблема. Дается определение живучести (безопасности); сформулирована задача проектирования с учётом требования живучести при наличии технико-экономических ограничений. Приводятся алгоритм решения такой задачи и проектные модели оценки безопасности и живучести техники при разработке. На модельном примере обсуждаются возможности повышения живучести (безопасности) КА, рационального распределения ресурсов, выделенных для решения такой задачи.*

*Ключевые слова: живучесть; системный подход; космический аппарат; расчётные модели; затраты на проект; система обеспечения живучести; ресурсы; рациональное распределение.*

DOI: 10.26162/LS.2022.58.4.005

### ВВЕДЕНИЕ

При разработке сложных, дорогостоящих КА и систем все больше внимания уделяется проблеме обеспечения их живучести и безопасности. От того, как решены вопросы безопасности, зависят эффектив-

*Ensuring the safety (survivability) of equipment is considered as a system engineering problem. The definition of survivability (safety) is given, the design task is formulated taking into account the requirement of survivability in the presence of technical and economic constraints. An algorithm for solving such a problem and design models for assessing the safety and survivability of equipment during development are given. Using a model example, the possibilities of increasing the survivability (safety) of spacecraft, rational distribution of resources allocated for solving such a task are discussed.*

*Key words: survivability; systematic approach; spacecraft; calculation models; project costs; survivability system; resources; rational distribution.*

ность и время активного существования техники. Недостаточная проработка вопросов безопасности может привести к выходу объекта из строя, к аварийной ситуации уже на начальном этапе космической

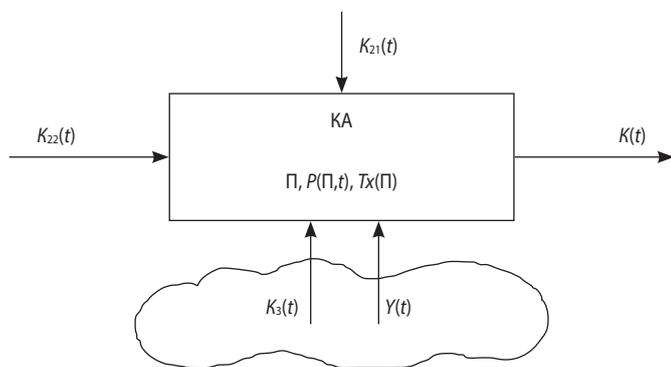
<sup>1</sup> ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

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

миссии. В то же время успехи реализации космических проектов на НПО им. С.А. Лавочкина, ЦСК «Прогресс», ВНИИ ЭМ и др. организаций прямо связаны с решением вопросов качества, безопасности и живучести создаваемой техники (Ефанов В.В., Мошнев А.А. Вячеслав Михайлович Ковтуненко..., 2021; Ефанов В.В., Мошнев А.А. Первый космический проект..., 2021; Мошнев А.А., Ширшаков А.Е., 2020; Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Соллогуб А.В., Макаров В.П., 2010). Вопросы безопасности рассматривают на всех этапах реализации проекта, однако, принципиальное значение имеет начальный этап проектных работ, когда проводятся системные исследования и выбор основных схемно-технических решений, проводится прогнозная оценка безопасности (живучести) техники, определяются рациональные пути повышения эффективности и безопасности КА при наличии технико-экономических ограничений.

В известной литературе обсуждаются вопросы обеспечения безопасности при относительной устойчивости внешних и внутренних связей, когда проблема безопасности по существу сводится к обеспечению высокой надёжности подсистем. Однако при длительной эксплуатации обеспечить стабильность внешних воздействий и внутренних функциональных связей не удаётся. Решить проблему живучести (безопасности) только за счёт повышения уровня надёжности подсистем невозможно. Могут возникнуть вопросы внесения структурных изменений и сохранения только части решаемых функциональных задач при обеспечении функционирования КА в целом. На практике используется целый ряд приёмов, которые позволяют повысить живучесть КА при длительной эксплуатации, при изменении условий применения (Матвеев Ю.А., 2022; Методы отработки научных и народнохозяйственных РКК, 1995; Чалый Б.В., Ярыгин Ю.Н., 1997).

Ниже обеспечение безопасности (живучести) техники будет рассматриваться как системотехническая проблема.



**рисунок 1.** Модель КА, основные факторы и функциональные связи, определяющие характеристики (эффективность) КА

## 1. Определение живучести техники. Постановка задачи проектирования с учётом требования живучести

При проектировании используется представление о КА как о сложной системе, включающей ряд подсистем, которые функционируют совместно. Одновременно космический аппарат сам является подсистемой системы более высокого уровня ракетно-космической системы и, как таковой, выполняет определённые функции, решает требуемые целевые задачи.

На рисунке 1 приведена модель КА и показаны факторы, параметры, функциональные связи, которые влияют на характеристики и показатели функциональной эффективности КА –  $K(t)$ :

$$K(t) = K(\Pi, \varphi(t), P(t), T_x, K_{21}(t), K_{22}(t), K_3(t), Y(t)), \quad (1)$$

где  $K(t)$  – вектор основных показателей, определяющих свойства, эффективность КА. Этот сложный вектор включает: вектор показателей  $W(t)$ , определяющих функциональную эффективность; группу показателей, определяющих затраты, связанные с реализацией проекта (разработкой, производством, эксплуатацией) –  $C(t)$  и  $Tr(t)$  – группу показателей трудоёмкости работ над проектом КА (затрат времени на разработку и производство КА), то есть:

$$K(t) = (W(t), C(t), Tr(t))^T.$$

В (1) обозначено:  $\Pi$  – вектор проектных параметров, определяющих свойства КА;  $\varphi(t)$  – функция, задающая управление движением КА;  $P(t)$  – программа отработки и обеспечения надёжности КА;  $T_x$  – вектор параметров технологий, применяемых при реализации проекта. Далее:  $K_{21}(t)$  – вектор функциональных связей КА в надсистеме;  $K_{22}(t)$  – вектор, определяющий воздействие на КА других объектов;  $K_3(t)$  – вектор, определяющий функциональные связи подсистем КА;  $Y(t)$  – вектор факторов воздействий природной среды.

Отклонение условий применения от расчётных значений и (или) сбой в работе подсистем (отказы подсистем – изменение  $K_3(t)$ ) приводит к тому, что функциональная эффективность технической системы  $W(t)$  снижается и может выйти за допустимые пределы.

Жизнестойкость, живучесть, безопасность существования системы определяется как вероятность того, что такое событие не произойдёт в рассматриваемый период  $T_2$  (Матвеев Ю.А., 2022; Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Соллогуб А.В., Макаров В.П., 2010), то есть:

$$P_b = \text{вер}(W(t) \geq W(t) \min^{3л}, \forall t \in T_2), \quad (2)$$

где  $W(t) \min^{3л}$  – заданная нижняя грань значений показателей эффективности.

Очевидно, при разработке КА выбирается такое проектное решение  $(\Pi, \varphi(t), P(t), Tx)$ , при котором значение показателя безопасности будет больше указанного (заданного) уровня или равно ему:

$$P_B = \text{вер}(W(\Pi, \varphi(t), P(t), Tx, K_{21}(t), K_{22}(t), K_3(t), Y(t)) \geq W(t) \min^{3д}, \forall t \in T_2) \geq P_B^{3д}.$$

Таким образом, безопасность зависит от параметров КА и функциональных связей

$$P_B = P_B(\Pi, \varphi(t), P(t), Tx, K_{21}(t), K_{22}(t), K_3(t), Y(t), W(t) \min^{3д}, T_2) \quad (3)$$

и условие безопасности:  $P_B(\cdot) \geq P_B^{3д}, \forall t \in T_2$ .

Для обеспечения необходимого уровня живучести в структуру КА вводят подсистему обеспечения живучести (СОЖ), основные функции которой – мониторинг состояния и проведение упреждающих действий по восстановлению работоспособности в необходимом объеме. Для этого на объекте выделяются определённые мощности и ресурсы. Могут быть расширены функции бортового комплекса управления, кроме управления функционированием КА, добавлены контроль и диагностика технического состояния бортовых систем, управление их реанимацией и восстановление целевого функционирования КА. При разработке КА одновременно с выбором рационального проектного решения  $(\Pi, \varphi(t), P(t), Tx)$  определяются параметры СОЖ  $(\Pi^6(t), P^6(t))$ .

Для обеспечения живучести используется избыточность: структурная (вводятся резервные элементы); функциональная (возможность перераспределения функций между подсистемами); информационная (получение информации о состоянии системы по различным каналам); временная (использование резервных интервалов времени для выполнения ряда операций управления) (Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Соллогуб А.В., Макаров В.П., 2010).

Таким образом, при выборе проектного решения одновременно определяются параметры КА  $(\Pi, \varphi(t), P(t), Tx)$  и параметры СОЖ  $(\Pi^6(t), P^6(t))$ . Оценка уровня безопасности (живучести) КА проводится при заданных  $K_{21}(t), K_{22}(t)$  и при  $K_3(t) \in \mathbf{K}_3(t)^{3д}, Y(t) \in \mathbf{Y}(t)^{3д}$  (здесь  $\mathbf{K}_3(t)^{3д}$  и  $\mathbf{Y}(t)^{3д}$  – заданные множества возможных значений  $K_3(t), Y(t)$  в рассматриваемый период  $t \in T_2$ ).

Ниже записана задача проектирования КА с учётом требований живучести.

Разработчик выбирает параметры объекта, определяет структуру, состав, параметры подсистем, рациональное управление функционированием КА, а также программу обеспечения надёжности подсистем, параметры применяемых технологий и параметры подсистемы обеспечения живучести таким образом, чтобы проектируемый КА обеспечивал выполнение целевых задач, чтобы трудоёмкость работ – время разработки и производства КА – не превышала допустимых пределов, одновременно чтобы обеспечи-

вался требуемый уровень живучести (безопасности) и суммарные затраты на проект были минимальные.

Задача проектирования КА с учётом требований живучести является многокритериальной. В данном случае используется метод ограничений при решении многокритериальной проектной задачи. Главным показателем качества являются суммарные затраты на проект, т.е. затраты на разработку, производство и эксплуатацию техники в заданные сроки. На другие показатели качества наложены ограничения типа равенства и неравенства – это показатели функциональной (целевой) эффективности, трудоёмкости работ над проектом. И, важно подчеркнуть, здесь вводится требование к уровню живучести (безопасности).

Формальная (функциональная) запись задачи проектирования КА имеет вид:

$$C_2(\Pi, P(t), \varphi(t), Tx, \Pi^6(t), P^6(t), \beta(t, \Pi)) \rightarrow \min; \quad (4)$$

$$W(\Pi, P(t), \varphi(t), Tx, K_3(t), K_{21}(t), K_{22}(t), \Pi^6, P^6(t), Y(t)) \geq W^{3д}; \quad (5)$$

$$\text{вер}(W^{\min}(\Pi, P(t), \varphi(t), Tx, K_3(t), K_{21}(t), K_{22}(t), \Pi^6, P^6(t), Y(t)) \geq W^{\min 3д}(t)) \geq p^{3д}; \quad (6)$$

$$\text{Tr}(\Pi, P(t), \varphi(t), Tx, \Pi^6, P^6(t), \beta(t, \Pi)) \geq \text{Tr}^{3д}, \quad (7)$$

$$K_3(t) \in \mathbf{K}_3(t)^{3д},$$

$$Y(t) \in \mathbf{Y}(t)^{3д},$$

$$(\Pi, P(t), \varphi(t))^T \in G^{3д}(t),$$

$$(\Pi^6, P^6(t))^T \in G^{63д}(t),$$

$$W(\cdot) = (K_{2n}, \dots; n=1, \dots, N)^T,$$

$$W^{\min}(\cdot) = (K_{2n}^{\min}, \dots; n=1, \dots, N^1)^T,$$

$$W^{\min}(\cdot) \in W(\cdot), N^1 \leq N,$$

$$t \in T^{23д},$$

где  $C_2(\dots)$  – функция, определяющая суммарные затраты на реализацию проекта (затраты на разработку, производство, эксплуатацию в планируемый период);  $W(\cdot)$  – вектор-функция показателей функциональной (целевой) эффективности;  $\text{Tr}(\cdot)$  – функция, определяющая трудоёмкость работ по реализации проекта (время, затрачиваемое на разработку и производство изделий);  $G^{3д}(t), G^{63д}(t)$  – области допустимых изменений выбираемых параметров КА и параметров подсистемы обеспечения безопасности КА.

Задача (4–7) записана как многопараметрическая (Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Соллогуб А.В., Макаров В.П., 2010; Матвеев Ю.А., 2022; Методы обработки научных и народнохозяйственных РКК, 1995; Чалый Б.В., Ярыгин Ю.Н., 1997; Золотов А.А., Матвеев Ю.А., Шаевич С.К., 2002). Множество выбираемых параметров (т.н. проектное решение) включает:  $\Pi$  – вектор проектных параметров, определяющих свойства КА;  $\varphi(t)$  – параметры функции, задающей

управление движением КА;  $P(t)$  – параметры программы отработки и обеспечения надёжности КА;  $T_x$  – вектор параметров технологий, применяемых при реализации проекта. В случае введения в структуру объекта подсистемы обеспечения безопасности (СОБ), одновременно с параметрами КА выбираются параметры СОБ –  $P^6$  и параметры программы отработки и обеспечения надёжности СОБ –  $P^6(t)$ . Таким образом, количество выбираемых параметров увеличивается, и проектная задача усложняется.

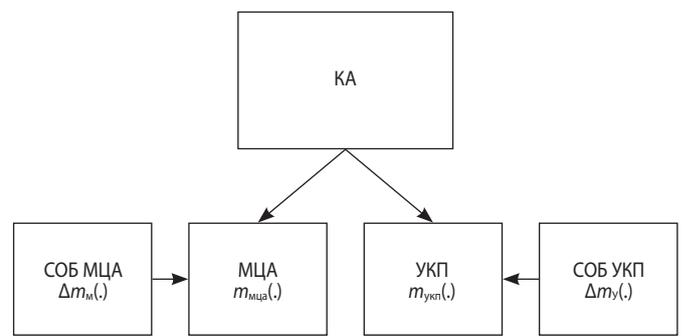
## 2. Модели оценки живучести КА при разработке

В структуру исследовательских КА, КА ДЗЗ и др. входят обычно две основные подсистемы – модуль целевой аппаратуры (МЦА) для выполнения целевых задач и универсальная космическая платформа (УКП), которая необходима для обеспечения функционирования КА на орбите и выполнения необходимых операций. В системе обеспечения безопасности КА тоже можно выделить две подсистемы – СОБ МЦА и СОБ УКП, рисунок 2.

От того, насколько совершенны устройства обеспечения безопасности МЦА и УКП зависят эффективность выполнения целевой задачи, срок активного существования, количество КА на орбите и затраты на проект. Система обеспечения безопасности (живучести) для МЦА и УКП включает каждая две подсистемы (см. рисунок 2): систему управления живучестью (СУЖ) и систему обеспечения живучести (СОЖ) – средства (приборы, подсистемы), необходимые для восстановления работоспособности соответственно МЦА, УКП и КА в целом.

СУЖ обеспечивает мониторинг состояния системы, прогнозирует изменение свойств системы и вырабатывает команды на внесение функциональных и структурных изменений в систему при угрозе выхода базовых (основных) функциональных показателей системы за допустимые пределы. СУЖ – это программно-аналитическая система, которая использует данные выходных показателей выделенных подсистем и в целом системы, а также данные отдельных устройств (датчиков) оценки состояния КА. СУЖ включена в программный комплекс (в ядро) управления функционированием системы и одновременно используется в наземном комплексе управления функционированием КА. Обычно массовые и энергетические характеристики СУЖ мало влияют на массовые и энергетические характеристики КА.

В СОЖ входят приборы, устройства, которые могут быть использованы для дублирования, восстановления работоспособности подсистем. Соответственно состав и количество таких приборов зависит от состава и особенностей работы основных устройств



**рисунок 2.** Структура и параметры объекта

КА, от требований, предъявляемых к надёжности и безопасности функционирования КА, от сроков эффективного применения техники. При определении состава СОЖ обычно используется опыт эксплуатации таких систем в предыдущий период, а также результаты модельных исследований при наличии неопределённостей. Масса устройств СОЖ может быть значительной, но не выше допустимых пределов. Определение состава, количества приборов СОЖ – особая проблема, методы решения которой предлагаются в теории восстановления.

В данном случае, опираясь на опытные данные и имея целью оценку влияния ресурсов (массы) СОБ на эффективность функционирования КА, будем использовать обобщённые статистические зависимости.

### 2.1. Средства обеспечения безопасности, живучести КА

Безопасность, жизнестойкость КА зависят: от работоспособности (надёжности) подсистем МЦА и УКП, от надёжности работы СУЖ (т.е. от вероятности упреждающего определения аварийной ситуации –  $P_{ac}$ ); от наличия необходимых средств в СОБ для выхода из аварийной ситуации (от наличия приборов для восстановления работы МЦА и УКП) и организации подключения на резервные устройства, которые определяют вероятность выхода из аварийной ситуации –  $P_{ва}$ .

Вероятность упреждающего определения аварийной ситуации зависит от многих факторов – от структуры, состава подсистем СУЖ, от эффективности работы соответствующего программного и алгоритмического обеспечения, от опыта эксплуатации таких систем. В общем случае при проектном исследовании перспективных КА можно полагать, что  $P_{ac} = P_{ac}(\tau, t_{np})$ , т.е. зависит от  $\tau$  – сроков реализации проекта и от  $t_{np}$  – времени упреждающего анализа (прогнозирования) реализации проекта КА. При целевом использовании времени с увеличением времени разработки МЦА, УКП и СОБ значение вероятности обнаружения аварийной ситуации должно

увеличиваться. Для оценки  $P_{ас}$  можно воспользоваться зависимостью

$$P_{ас} = P_{ас}(t_{пр}) (1 - \exp(-a(t_{пр})\tau)),$$

где  $P_{ас}(t_{пр})$ ,  $a(t_{пр})$  – статистические коэффициенты, значения которых могут меняться при увеличении времени прогнозирования. При малом  $\tau$  можно положить  $P_{ас} = P_{ас}(t_{пр})$ .

Вероятность выхода из аварийной ситуации  $P_{ва}$ , как указывалось, зависит от наличия средств, приборов для восстановления работоспособности устройств, от надёжности их работы. На начальном этапе проектных работ  $P_{ва}$  определяется следующей зависимостью

$$P_{ва}\Delta m = 1 - \exp(-v(t_{пр})\Delta m),$$

где  $v(t_{пр})$  – статистический коэффициент, величина которого зависит от опыта реализации СОБ КА (МЦА и УКП) и от времени прогнозирования  $t_{пр}$ ;  $\Delta m$  – масса приборов СОЖ, используемых для восстановления работоспособности (соответственно для УКП ( $\Delta m_y$ ) и для МЦА ( $\Delta m_m$ )).

## 2.2. Соотношения для определения надёжности МЦА и УКП КА

Увеличение массы (при прочих равных условиях) в общем случае приводит к росту надёжности устройства (МЦА, УКП и КА). Это связано с тем, что появляется возможность увеличения конструктивного запаса, а также с возможностью проведения мажоритарного резервирования подсистем. В случае если вводятся средства обеспечения живучести, для определения надёжности УКП и МЦА можно использовать зависимости (Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В., 2019):

$$P_{укп}(m_{укп} + \Delta m_y) = 1 - P_{оукп} \exp(-b_y(m_{укп} + \Delta m_y)),$$

$$P_{мца}(m_{мца} + \Delta m_m) = 1 - P_{омца} \exp(-b_m(m_{мца} + \Delta m_m)),$$

где  $P_{оукп}$ ,  $b_y$ ,  $P_{омца}$ ,  $b_m$  – статистические коэффициенты;  $m_{укп}$ ,  $m_{мца}$  – масса соответственно УКП и МЦА;  $\Delta m_y$ ,  $\Delta m_m$  – масса средств обеспечения живучести соответственно УКП и МЦА.

Тогда выражение для определения надёжности КА (если  $m_{укп}$ ,  $m_{мца}$  – заданы) при наличии  $P_{укп}$  и средств обеспечения живучести МЦА и УКП примет вид:

$$P_{ка}(m_{ка} + \Delta m) = P_{укп}(m_{укп} + \Delta m_y) \cdot P_{мца}(m_{мца} + \Delta m_m)$$

$$\Delta m = \Delta m_y + \Delta m_m.$$

## 2.3. Модель оценки безопасности КА

Для оценки безопасности КА, т.е. вероятности того, что основные показатели  $K(t)$  для КА не выйдут за допустимые пределы при  $t \in T$ , используется соотношение (Матвеев Ю.А., 2022):

$$P_b(m_{мца}, m_{укп}, \Delta m_y, \Delta m_m) = (1 - (1 - P_{мца}(m_{мца} + \Delta m_m)) \times (1 - P_{асм} \cdot P_{вам}(\Delta m_m)) \cdot (1 - (1 - P_{укп}(m_{укп} + \Delta m_y)) \times (1 - P_{асу} \cdot P_{вау}(\Delta m_y))),$$

где  $P_{мца}(m_{мца} + \Delta m_m)$ ,  $P_{асм}$ ,  $P_{вам}(\Delta m_m)$  – соответственно надёжность МЦА, вероятность срабатывания системы предупреждения аварийной ситуации и вероятность ввода резервных подсистем и выхода из аварийной ситуации МЦА;  $P_{укп}(m_{укп} + \Delta m_y)$ ,  $P_{асу}$ ,  $P_{вам}(\Delta m_m)$  – соответственно надёжность УКП, вероятность срабатывания системы предупреждения аварийной ситуации и вероятность ввода резервных подсистем и выхода из аварийной ситуации УКП.

Нетрудно видеть, что при увеличении  $\Delta m_y$  и  $\Delta m_m$  – массы средств обеспечения живучести УКП и МЦА – увеличиваются вероятность выхода этих подсистем из аварийной ситуации и живучесть (безопасность) КА.

## 2.4. Определение срока активного существования и эффективности КА при увеличении $\Delta m = \Delta m_y + \Delta m_m$

Введение СОБ в МЦА и УКП КА и увеличение массы средств обеспечения живучести  $\Delta m = \Delta m_y + \Delta m_m$  способствует повышению надёжности  $P_{укп}$ ,  $P_{мца}$ , и  $P_{ка}$ , увеличивает срок активного существования (САС) КА и при определённых условиях позволяет уменьшить количество КА, требуемых для выполнения функциональных задач в планируемый период.

Если для базового КА (без СОБ) надёжность КА равна  $P_{ка}$ , и САС  $\tau_1$ , то при введении СОБ надёжность КА увеличивается, САС тоже растёт. Для оценки  $\tau_{сас} = \tau_{сас}(\Delta m)$  можно воспользоваться соотношением

$$\tau_{сас}(m_{ка} + \Delta m) = \tau_1 \exp(b_1(P_{ка}(m_{ка} + \Delta m) - P_{ка}(m_{ка}))),$$

где  $\tau_1$  – срок активного существования КА без системы обеспечения живучести;  $b_1$  – статистические коэффициенты.

## 2.5. Оценка эффективности применения информационных КА

Эффективность применения информационных КА за период  $\tau = \tau_{сас}$  определяется как вероятность того, что за время эксплуатации ( $\tau = \tau_{сас}$ ) будет получен необходимый объём информации определённого качества и количества. Для определения этой вероятности используется соотношение

$$W(\cdot) = 1 - (1 - p_1 \cdot P_{ка}(m_{ка} + \Delta m))^N,$$

где  $p_1$  – вероятность получения целевой информации необходимого качества и объёма при использовании одного КА в случае безотказного его функционирования. Эта вероятность зависит от свойств аппаратуры МЦА и организации работ;  $P_{ка}(\cdot)$  – надёжность функционирования КА на орбите в течении заданного срока  $\tau = \tau_{сас}$ ;  $N$  – количество однотипных КА, используемых для обеспечения требуемого уровня эффективности применения системы КА ( $W(\cdot)^{3д}$ ).

Тогда, если  $W(.)=W(.)^{\lambda}$  и задан  $T$  – срок использования группировки КА ( $T>\tau_{\text{сac}}$ ), то можно определить необходимое для выполнения функциональной задачи количество КА:

$$N(.)=(\lceil T/\tau_{\text{сac}}(m_{\text{ка}}+\Delta m) \rceil + 1) \ln(1-W(.)^{\lambda})/\ln(1-P_1 P_{\text{ка}}(m_{\text{ка}}+\Delta m)).$$

Таким образом, при увеличении  $\Delta m$  – массы СОЖ – растёт надёжность КА и количество КА в системе для решения целевой задачи  $N(.)$  – уменьшается.

**2.6. Модель для определения затрат на проект**

Ниже приведены соотношения для определения затрат на проект создания системы информационных КА. Эти затраты зависят от параметров, характеристик КА, от программы выпуска изделий. В данном случае будем полагать, что основные параметры КА известны, и меняются параметры (масса) СОБ КА и затраты зависят от массы –  $C\Sigma(m_{\text{ка}}+\Delta m)$ . Тогда можно записать:

$$C\Sigma(m_{\text{ка}}+\Delta m)=C^1(m_{\text{ка}}+\Delta m) \cdot N(m_{\text{ка}}+\Delta m),$$

где  $C^1(m_{\text{ка}}+\Delta m)$  – затраты на разработку, создание и введение в эксплуатацию в течение  $\tau_{\text{сac}}$  одного КА;

$N(m_{\text{ка}}+\Delta m)$  – количество КА в системе информационного обеспечения.

Зависимость  $N(m_{\text{ка}}+\Delta m)=N(.)$  приведена выше.

Для определения  $C^1(m_{\text{ка}}+\Delta m)$  используется соотношение:

$$C^1(m_{\text{ка}}+\Delta m)=C^1_{\text{р/с}}(m_{\text{ка}}+\Delta m)+C^1_{\text{з}}(m_{\text{ка}}+\Delta m)+C^1_{\text{вв}}(m_{\text{ка}}+\Delta m).$$

В данном случае

$$C^1_{\text{р/с}}(m_{\text{ка}}+\Delta m)=C^1_{\text{р/с мца}}(m_{\text{мца}}+\Delta m_{\text{м}})+C^1_{\text{р/ст укп}}(m_{\text{укп}}+\Delta m_{\text{у}}),$$

и  $\Delta m=\Delta m_{\text{м}}+\Delta m_{\text{у}}$ .

$$C^1_{\text{р/с мца}}(m_{\text{мца}}+\Delta m_{\text{м}})=C_{\text{р/с мца}}(m_{\text{мца}}+\Delta m_{\text{м}})/N(.)=$$

$$=C_{\text{р/с мца}}(.)N(.)+1/N(.) \int_0^N C^1_{\text{с мца}}(.)N^{\lambda-1} dN.$$

$$C_{\text{р/с мца}}(m_{\text{мца}}+\Delta m_{\text{м}})=K \cdot C^1_{\text{с мца}}(.).$$

Тогда  $C^1_{\text{р/с мца}}(m_{\text{мца}}+\Delta m_{\text{м}})=C^1_{\text{с мца}}(.) \cdot (K/N(.)+N(.))^{\lambda} / (1-\alpha)$ .

Аналогично имеем для УКП:

$$C^1_{\text{р/с укп}}(m_{\text{укп}}+\Delta m_{\text{у}})=C^1_{\text{с укп}}(.) \cdot (K/N(.)+N(.))^{\lambda} / (1-\alpha);$$

$$C\Sigma_{\text{р/с}}(m_{\text{ка}}+\Delta m)=C^1_{\text{р/с мца}}(m_{\text{мца}}+\Delta m_{\text{м}})+C^1_{\text{р/с укп}}(m_{\text{укп}}+\Delta m_{\text{у}}) \cdot k1 \cdot N(.);$$

$$C\Sigma_{\text{р/с}}(m_{\text{ка}}+\Delta m)=(C^1_{\text{с мца}}(.)+C^1_{\text{с укп}}(.)) \cdot (K+N(.))^{\lambda} / (1-\alpha) / k1.$$

Здесь  $K$  – статистический коэффициент, определяющий соотношение затрат на производство первого образца и затрат на разработку; его величина зависит от новизны и сложности изделия. Для перспективных КА принимают  $K=6-10$ ;  $\alpha$  – статистический

коэффициент, определяет быстроту снижения затрат на производство при увеличении объёма производства ( $\alpha=0.2-0.22$ );  $k1$  – статистический коэффициент, который вводят при оценке увеличения затрат на разработку и создание комплекса (МЦА и УКП).

Затраты на создание (производство) первого образца модуля целевой аппаратуры  $C^1_{\text{с мца}}(m_{\text{мца}}+\Delta m_{\text{м}})$  зависят от параметров и, соответственно, от массы МЦА. При расчётах используется зависимость:

$$C^1_{\text{с мца}}(m_{\text{мца}}+\Delta m_{\text{м}})=C^1_{\text{с мца}}(m_{\text{мца}}+\Delta m_{\text{м}})^{a1}.$$

Аналогично для определения затрат на создание первого образца УКП пользуются соотношением:

$$C^1_{\text{с укп}}(m_{\text{укп}}+\Delta m_{\text{укп}})=C^1_{\text{с укп}}(m_{\text{укп}}+\Delta m_{\text{укп}})^{a2}.$$

Здесь  $C^1_{\text{с мца}}$ ,  $C^1_{\text{с укп}}$ ,  $a1$ ,  $a2$  – статистические коэффициенты.

Затраты на эксплуатацию КА в течение САС определяют соотношением:

$$C^1_{\text{з}}(m_{\text{ка}}+\Delta m)=C_{\text{з}}(m_{\text{ка}}+\Delta m)^{b1}.$$

Для затрат на ввод в эксплуатацию включают затраты на выведение КА на орбиту и затраты на начальный этап эксплуатации:

$$C^1_{\text{вв}}(m_{\text{ка}}+\Delta m)=C_{\text{вв}}(.) (m_{\text{ка}}+\Delta m) H^{b2},$$

где  $H$  – высота орбиты;  $C_{\text{з}}$ ,  $C_{\text{вв}}$ ,  $b1$  и  $b2$  – статистические коэффициенты.

Тогда для определения суммарных затрат на проект создания системы КА и при введении СОБ КА используется соотношение

$$C\Sigma_{\text{р/с}}(m_{\text{ка}}+\Delta m)=(C^1_{\text{с мца}}(.)+C^1_{\text{с укп}}(.)) \cdot (K+N(.))^{\lambda} / (1-\alpha) / (1-\alpha) k1 + C^1_{\text{з}}(.) \cdot T + C^1_{\text{вв}}(.) \cdot N(m_{\text{ка}}+\Delta m).$$

Нетрудно видеть, что при увеличении  $\Delta m$  (в случае  $T=T^{\lambda}$ ) затраты  $C^1(m_{\text{ка}}+\Delta m)$  – растут и одновременно  $N(m_{\text{ка}}+\Delta m)$  – уменьшается. Существуют рациональные значения  $\Delta m_{\text{у}}$  и  $\Delta m_{\text{м}}$ , при которых суммарные затраты на проект будут минимальные. Покажем это ниже на модельном примере.

**3. Результаты моделирования**

Рассмотрим случай, когда при создании модификаций КА ДЗЗ вводятся подсистемы обеспечения безопасности МЦА и УКП. В этом случае структура КА примет вид (см. рисунок 2). Для базового КА определены массы и другие характеристики МЦА и УКП:  $m_{\text{мца}}$ ,  $m_{\text{укп}}$ . Масса СОБ включает массу средств обеспечения безопасности МЦА и УКП:  $\Delta m=\Delta m_{\text{м}}+\Delta m_{\text{у}}$ .

Введение СОБ влияет на массовые характеристики КА, на надёжность, функциональную эффективность, сроки активного существования и безопасность КА. Использование системы безопасности влияет также на суммарные затраты на разработку, производство и эксплуатацию КА в составе космической системы дистанционного зондирования Земли (КС ДЗЗ) в течение планируемого времени  $T$ .

Ниже рассматривается задача определения рационального объёма средств СОБ модификации КА ( $\Delta m_m, \Delta m_y$ ), при которых выполняются условия (требования) по показателям функциональной эффективности, безопасности существования КА ДЗЗ, а затраты на создание и эксплуатацию КА в составе КС ДЗЗ в период  $T$  минимальные. Формально такую задачу можно записать следующим образом: определить  $\Delta m_m, \Delta m_y$  такие, что

$$C\Sigma(m_{\text{мца}}, \Delta m_m, m_{\text{укп}}, \Delta m_y, \beta(t)) \rightarrow \min; \quad (8)$$

$$m_{\text{ка}}(m_{\text{мца}}, \Delta m_m, m_{\text{укп}}, \Delta m_y) \leq m_{\text{ка}}^{\text{зд}}; \quad (9)$$

$$p_{\text{ка}}(m_{\text{мца}}, \Delta m_m, m_{\text{укп}}, \Delta m_y) \geq p_{\text{ка}}^{\text{зд}}; \quad (10)$$

$$\tau_{\text{сас}}(m_{\text{мца}}, \Delta m_m, m_{\text{укп}}, \Delta m_y) \geq \tau_{\text{сас}}^{\text{зд}}; \quad (11)$$

$$W(p_1(\cdot), m_{\text{мца}}, \Delta m_m, m_{\text{укп}}, \Delta m_y, N) \geq W^{\text{зд}}; \quad (12)$$

$$P_{\text{б}}(m_{\text{мца}}, m_{\text{укп}}, \Delta m_y, \Delta m_m) \geq P_{\text{б}}^{\text{зд}}, \quad (13)$$

$$T = T^{\text{зд}},$$

$$m_{\text{мца}}(\cdot) = m_{\text{мца}}^{\text{зд}}, \quad \Pi_{\text{мца}} = \Pi_{\text{мца}}^{\text{зд}},$$

$$m_{\text{укп}}(\cdot) = m_{\text{укп}}^{\text{зд}}, \quad \Pi_{\text{укп}} = \Pi_{\text{укп}}^{\text{зд}},$$

$$p_1(\cdot) = p_1^{\text{зд}},$$

$$\Delta m_m, \Delta m_y \in G,$$

где  $C\Sigma(\cdot)$  – суммарные затраты на проект создания (на разработку, производство, эксплуатацию) модификаций КА с СОБ для применения  $T$  (лет) в составе КС ДЗЗ;

$m_{\text{ка}}(\cdot), m_{\text{мца}}(\cdot), m_{\text{укп}}(\cdot)$  – массы КА, МЦА и УКП базового КА ДЗЗ;

$\Delta m, \Delta m_m, \Delta m_y$  – массы подсистем обеспечения живучести соответственно КА, МЦА, УКП,  $\Delta m = \Delta m_m + \Delta m_y$ ;

$p_{\text{ка}}(\cdot)$  – функция, определяющая надёжность модификации КА ДЗЗ;

$W(\cdot)$  – зависимость, определяющая значение целевой эффективности модификации КА ДЗЗ;

$p_1(\cdot)$  – вероятность получения целевой информации заданного качества и количества при эксплуатации КА в течение срока активного существования, зависит от параметров МЦА и УКП ( $\Pi_{\text{мца}}, \Pi_{\text{укп}}$ );

$\tau_{\text{сас}}(\cdot)$  – срок активного существования модификации КА ДЗЗ;

$P_{\text{б}}(\cdot)$  – показатель безопасности функционирования КА ДЗЗ в период  $\tau_{\text{сас}}(\cdot)$ ;

$T$  – срок эксплуатации КС ДЗЗ;

$G$  – допустимая область значений  $\Delta m_m, \Delta m_y$ ;

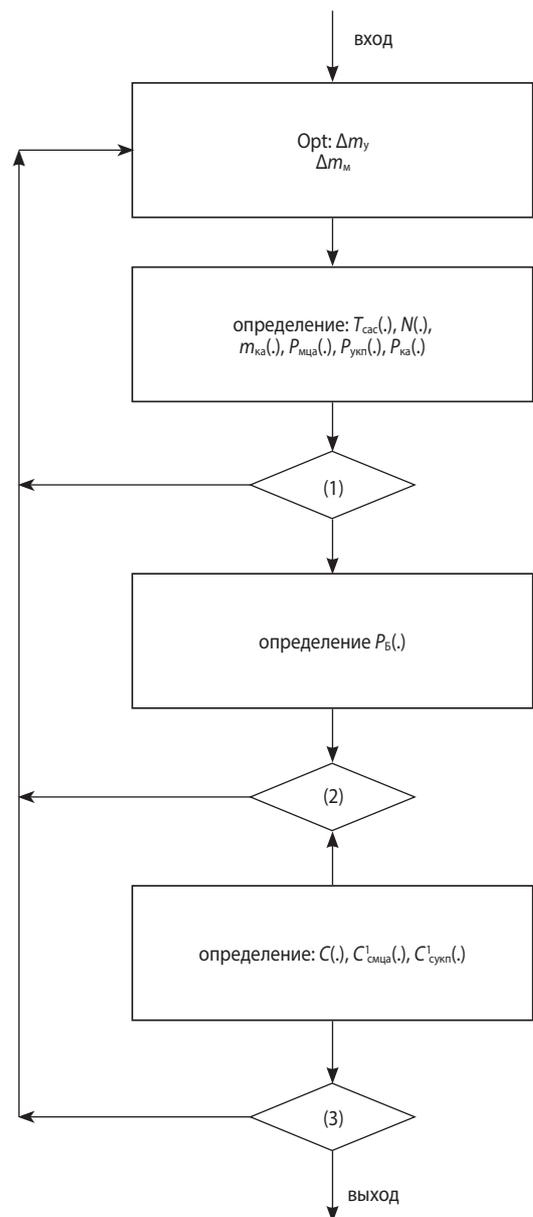
$\beta(t)$  – вектор статистических коэффициентов.

На рисунке 3 приведён алгоритм решения сформулированной выше задачи. При поиске рационального решения используется метод направленного перебора.

Соответствующие расчётные зависимости – математические модели определения показателей эффективности:  $p_{\text{ка}}(\cdot), \tau_{\text{сас}}(\cdot), W(\cdot), m_{\text{ка}}(\cdot)$ , а также модели для оценки показателя безопасности функционирования КА ДЗЗ –  $P_{\text{б}}(\cdot)$  и суммарных затрат на проект  $C\Sigma(\cdot)$  – рассмотрены выше.

При численном моделировании полагали:  $m_{\text{мца}}(\cdot) = 76$  кг;  $m_{\text{укп}}(\cdot) = 261$  кг;  $p_1(\cdot) = 0.5$ ;  $W^{\text{зд}} = 0.8$ ;  $H = 561$  км;  $T = 15$  лет.

При определении коэффициентов статистических зависимостей использовались известные опытные данные (Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В., 2019).

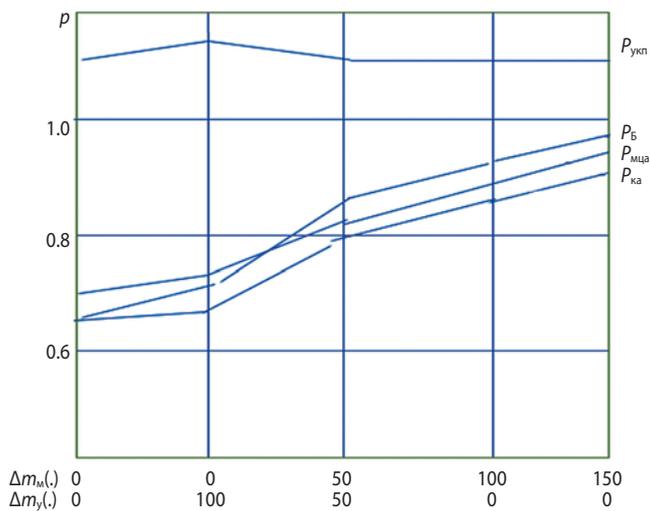


**рисунки 3.** Алгоритм решения задачи оптимизации параметров СОБ КА:

(1) – условия (9–12);

(2) – условие (13);

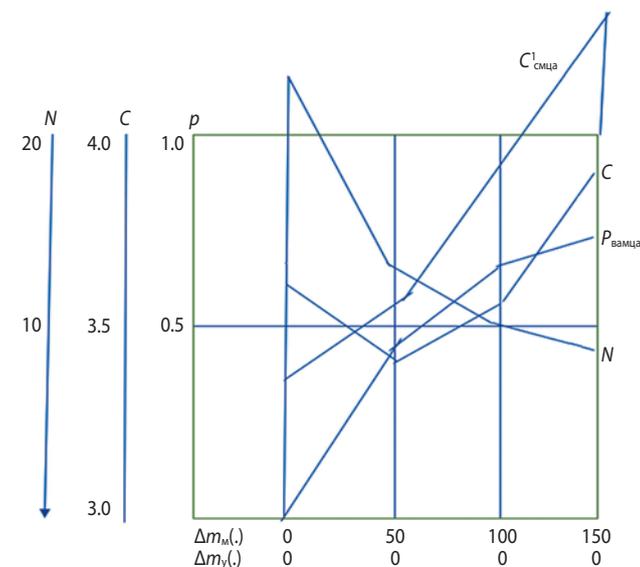
(3) – условие окончания поиска решения



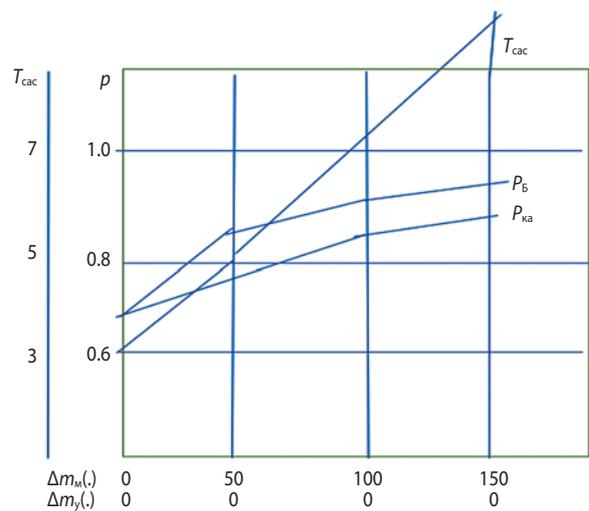
**рисунок 4.** Влияние распределения ресурсов СОЖ модификации КА ( $\Delta t = \Delta t_y + \Delta t_m$ ) на величину надёжности и оценку безопасности функционирования КА

### 3.1. Результаты численного моделирования

Базовый объект КА ДЗЗ включает две основные подсистемы МЦА и УКП, причем уровень надёжности МЦА несколько ниже ( $P_{\text{мца}} = 0.7231$  и  $P_{\text{укп}} = 0.9332$ ). Введение системы обеспечения безопасности при создании модификации КА ДЗЗ приводит к увеличению массы КА, одновременно позволяет повысить надёжность КА, увеличить безопасность и срок активного существования. Рассмотрены различные варианты использования средств СОБ (различные значения  $\Delta t$ ,  $\Delta t_m$ ,  $\Delta t_y$ , рисунки 4–7.

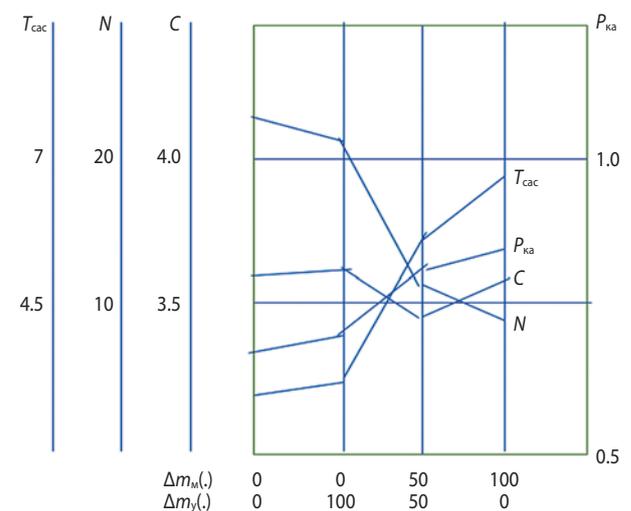


**рисунок 5.** Изменение суммарных затрат на проект, количества КА в КС ДЗЗ, выводимых на орбиту в планируемый период  $T=15$  лет для выполнения целевых задач с вероятностью  $W=0,8$  и  $C^1_{\text{смца}}$  – затрат на создание первого образца модификации КА с СОЖ МЦА



**рисунок 6.** Изменение срока активного существования, уровня безопасности  $P_B$  и надёжности  $P_{\text{КА}}$  при увеличении массы СОЖ МЦА

Анализ показывает, что если вкладывать ресурсы СОБ в основном в СОБ МЦА, то увеличение  $P_B$ ,  $p_{\text{ка}}(\cdot)$ ,  $\tau_{\text{сас}}(\cdot)$  – наибольшее. Увеличение средств СОБ (массы резерва) приводит к уменьшению количества КА в КС ДЗЗ, которые вводятся в строй для выполнения целевой задачи в период эксплуатации  $T$ , и к увеличению САС (более двух раз), см. рисунки 6, 7. Надёжность модификации КА ДЗЗ растёт при использовании резервных элементов СОБ МЦА и УКП; оценка безопасности функционирования КА тоже



**рисунок 7.** Влияние вариантов использования ресурсов СОЖ на характеристики модификации КА в КС ДЗЗ ( $N$  – количество модификаций КА в КС ДЗЗ в период  $T=15$  лет;  $C\Sigma$  – суммарные затраты на проект, разработку, создание, выведение на орбиту и эксплуатацию модификации КА в КС ДЗЗ;  $\tau_{\text{сас}}$  – срок активного существования КА при использовании СОЖ;  $P_{\text{КА}}$  – уровень надёжности модификации КА)

растёт, что связано с увеличением надёжности и вероятности выхода из аварийной ситуации (см. рисунки 4, 6). Имеет место рациональный способ использования средств СОБ ( $\Delta m_m=50$  кг и  $\Delta m_y=50$  кг), когда затраты на проект минимальны. Однако хотя с увеличением массы СОБ МЦА (см. рисунки 5, 6) количество КА в КС ДЗЗ сокращается, суммарные затраты – увеличиваются, так как при этом значительно растут затраты на производство первого образца модификации КА.

Таким образом, при решении задачи (8–13) можно определить рациональное распределение средств СОБ, при котором затраты на проект минимальны и выполняются ограничения (9–13). При увеличении требований к безопасности функционирования КА происходит перераспределение ограниченных ресурсов СОБ между подсистемами, затраты на проект растут (например, при  $P_b=0.9$  суммарные затраты повышаются на >7%).

## ВЫВОДЫ

Обеспечение безопасности (живучести) техники следует рассматривать как системотехническую проблему. Живучесть (безопасность) определяется как свойство техники обеспечивать необходимые показания функциональной эффективности (в заданных пределах) при длительной эксплуатации и динамике связей внешних и внутренних (при отказах подсистем). При определении уровня безопасности используется стохастический подход: безопасность определяется величиной вероятности того, что выделенные показания эффективности будут принадлежать допустимой области при случайных изменениях внешних и внутренних связей в рассматриваемый период.

Задача проектирования сформулирована с учётом требования живучести при наличии технико-экономических ограничений. При выборе проектного решения определяются показатели целевой эффективности, затрат на проект, времени реализации проекта; проводится оценка выполнения требования безопасности. При решении многокритериальной задачи используется метод ограничений, главным показателем эффективности являются суммарные затраты на проект.

Получен алгоритм решения такой задачи и проектные модели оценки безопасности (живучести) техники при разработке. При формировании математических моделей определения функциональной эффективности, надёжности, безопасности, затрат на разработку, создание и эксплуатацию используются в основном опытные данные.

На модельном примере обсуждены возможности повышения живучести (безопасности) модификации КА, рационального распределения средств

СОБ, выделенных для решения такой задачи. Численное моделирование показало, что при наличии ограниченных средств обеспечения безопасности существует рациональное распределение последних (в примере между МЦА и УКП), при котором затраты на проект минимальны. В случае увеличения требований к безопасности функционирования модификации КА ДЗЗ затраты на проект возрастают из-за значительного увеличения стоимости разработки и производства объекта.

Рассмотренные модели и результаты численного моделирования могут быть использованы при определении рациональных параметров перспективных КА.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

*Ефанов В.В., Мошнеев А.А.* Вячеслав Михайлович Ковтуненко – учёный и конструктор космической техники // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 3. С. 3-13.

*Ефанов В.В., Мошнеев А.А.* Первый космический проект Г.Н. Бабакина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 2. С. 3-8.

*Золотов А.А., Матвеев Ю.А., Шаевич С.К.* Методы оценки и обеспечения безопасности ракетно-космической техники при разработке. М.: Изд-во МАИ, 2002. 72 с.

*Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Соллогуб А.В., Макаров В.П.* Методы обеспечения живучести низкоорбитальных КА ДЗЗ: математические модели, компьютерные технологии. М.: Машиностроение, 2010. 384 с.

*Матвеев Ю.А.* Прогнозирование безопасности КА при разработке: системный подход // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 1. С. 51-59.

*Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В.* Методы прогнозирования характеристик модификаций космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. М.: Изд-во МАИ, 2019.

*Методы отработки научных и народнохозяйственных РКК /* Под общ. ред. В.Ф. Грибанова. М.: Машиностроение, 1995. 350 с.

*Мошнеев А.А., Шириаков А.Е.* К 50-летию юбилею запуска КА «ЛУНА-16», «ЛУНА-17» и «ВЕНЕРА-7» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина 2020. № 3. С. 3-10.

*Чальий Б.В., Ярыгин Ю.Н.* Обеспечение надёжности и безопасности орбитального корабля Буран. В кн. Авиационные и космические системы. М., 1997. С. 246-251.

*Статья поступила в редакцию 01.08.2022*

*Статья после доработки 03.08.2022*

*Статья принята к публикации 04.08.2022*

## ПЕРЕДАЧА УДАРНОЙ НАГРУЗКИ ЧЕРЕЗ БОЛТОВОЕ СОЕДИНЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

## SHOCK LOAD TRANSMISSION THROUGH BOLTED CONNECTION OF SPACECRAFT STRUCTURAL ELEMENTS



**О.Г. Деменко<sup>1</sup>,**  
кандидат технических наук,  
3335704@gmail.com;  
**O.G. Demenko**

*В статье исследуются причины и закономерности изменений параметров ударного отклика, наблюдаемых при переходе ударного возмущения с опорной конструкции на соединённый с ней объект, при импульсном воздействии нагрузки на космический аппарат. Рассматривается случай болтового соединения элементов конструкции, и анализируются величины продольных и поперечных (по отношению к оси болта) ускорений отклика. Предлагаемые выводы иллюстрируются результатами теоретико-экспериментальных исследований.*

*Ключевые слова: ударный спектр ускорений; ударные испытания космической техники; ударная прочность космического аппарата.*

DOI: 10.26162/LS.2022.58.4.006

Современные космические аппараты (КА) оснащены большим количеством пиромеханических и детонационных устройств, позволяющих совершать необходимые для функционирования КА изменения его геометрии: отделение КА от разгонного блока, отделение защитных кожухов (экранов) от КА, освобождение посадочных устройств (опор) КА, раскрытие направленных антенн, панелей солнечных батарей, штанг с измерительной аппаратурой, расчехление клапанов двигательной установки, клапанов системы

*The article examines the reasons and patterns of changes in the shock response parameters observed during the transition of shock disturbance from the support structure to the object connected to it, when the load is pulsed on the spacecraft (SC). The case of a bolted connection of structural elements is considered and the values of longitudinal and transverse (with respect to the bolt axis) response accelerations are analyzed. The proposed conclusions are illustrated by the results of field and computational experiments.*

*Key words: shock spectrum; spacecraft shock test; spacecraft shock strength.*

вентиляции КА и т.д. (Деменко О.Г., Бирюков А.С., 2018). Срабатывание пиромеханических и детонационных устройств приводит к значительным ударным нагрузкам, опасным для оборудования (Ефанов В.В., Бирюков А.С., Деменко О.Г., Горюцов В.В., 2014). Однако интенсивность ударного нагружения может значительно снижаться самой конструкцией КА. Важным конструкционным фактором, оказывающим демпфирующее действие на ударные воздействия, является болтовое соединение элементов конструкции КА.

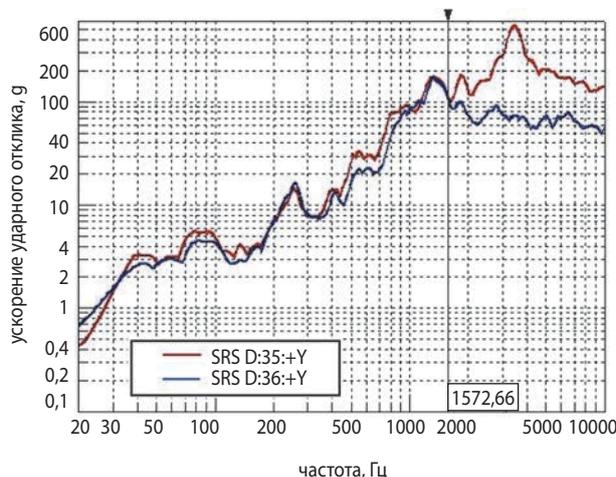
<sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

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

Механизм влияния болтового соединения элементов КА на продольную (по отношению к оси болта) ударную нагрузку был рассмотрен в работе (Бирюков А.С., Деменко О.Г, Михаленков Н.А., 2017). Внешне это влияние состоит в уменьшении максимального значения ударного спектра в элементе КА, расположенном после узла болтового соединения (далее – присоединённый элемент), по сравнению с ударным спектром в элементе КА, расположенном перед узлом болтового соединения (далее – опорный элемент), за счёт изменения характера функциональной зависимости от частоты ударных спектров указанных элементов сразу после частоты среза.

В типовом ударном спектре (построенном в логарифмическом масштабе) можно условно выделить две основные части: возрастающая часть в области низких и средних частот и слабо меняющееся плато в области высоких частот. На рисунке 1 показаны такие ударные спектры в опорном и присоединённом элементах конструкции (испытательная установка и схема проведения опыта те же, что рассмотрены в работе (Бирюков А.С., Деменко О.Г, Михаленков Н.А., 2017). Они построены по показаниям датчиков, измеряющих ускорения в продольном направлении оси болта (измерительная ось  $Y$ ). На рисунке красным цветом показаны ударные спектры в опорных элементах (датчики D35 и D31), а синим цветом – в присоединённых элементах (датчики D36 и D37).

Как видно из рисунка 1, ударные спектры в элементах КА до и после болтового соединения на их возрастающей части практически совпадают до некоторой частоты, которую мы назвали частотой среза. При частотах, превышающих частоту среза, ударные спектры элементов КА начинают существенно различаться, а именно ударный спектр в опорном элементе продолжает расти с ростом частоты, а ударный спектр в присоединённом элементе начинает убывать, в результате чего максимальные значения этих ударных спектров могут различаться в несколько раз.

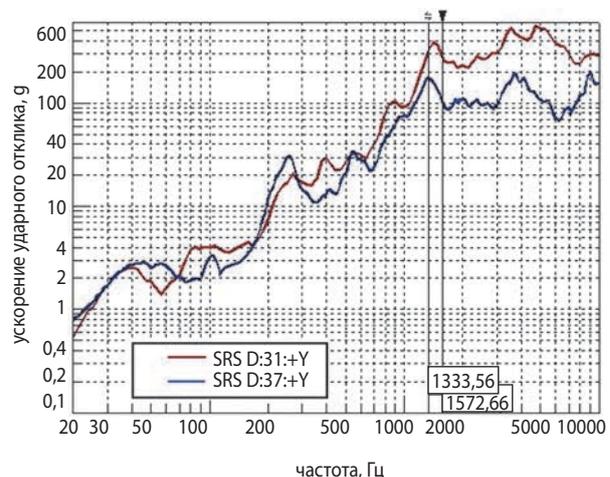


Теоретическо-экспериментальные исследования показали, что причиной этого являются закономерности протекания переходных процессов в упругомассовых системах, а частотой среза является собственная частота колебания присоединённого элемента КА на продольной упругой связи, образованной болтовым соединением и конструкцией присоединённого элемента.

В действующих нормативных документах требования к ударной прочности КА задаются одновременно по всем пространственным направлениям. Поэтому для прочности конструкции КА и его бортовой аппаратуры ударная нагрузка, передаваемая в поперечном направлении к оси болта, не менее важна, чем в продольном (Ефанов В.В., Теленев П.П., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В., 2021). Изменение поперечной (по отношению к оси болта) ударной нагрузки при её прохождении через болтовое соединение является предметом рассмотрения настоящей работы.

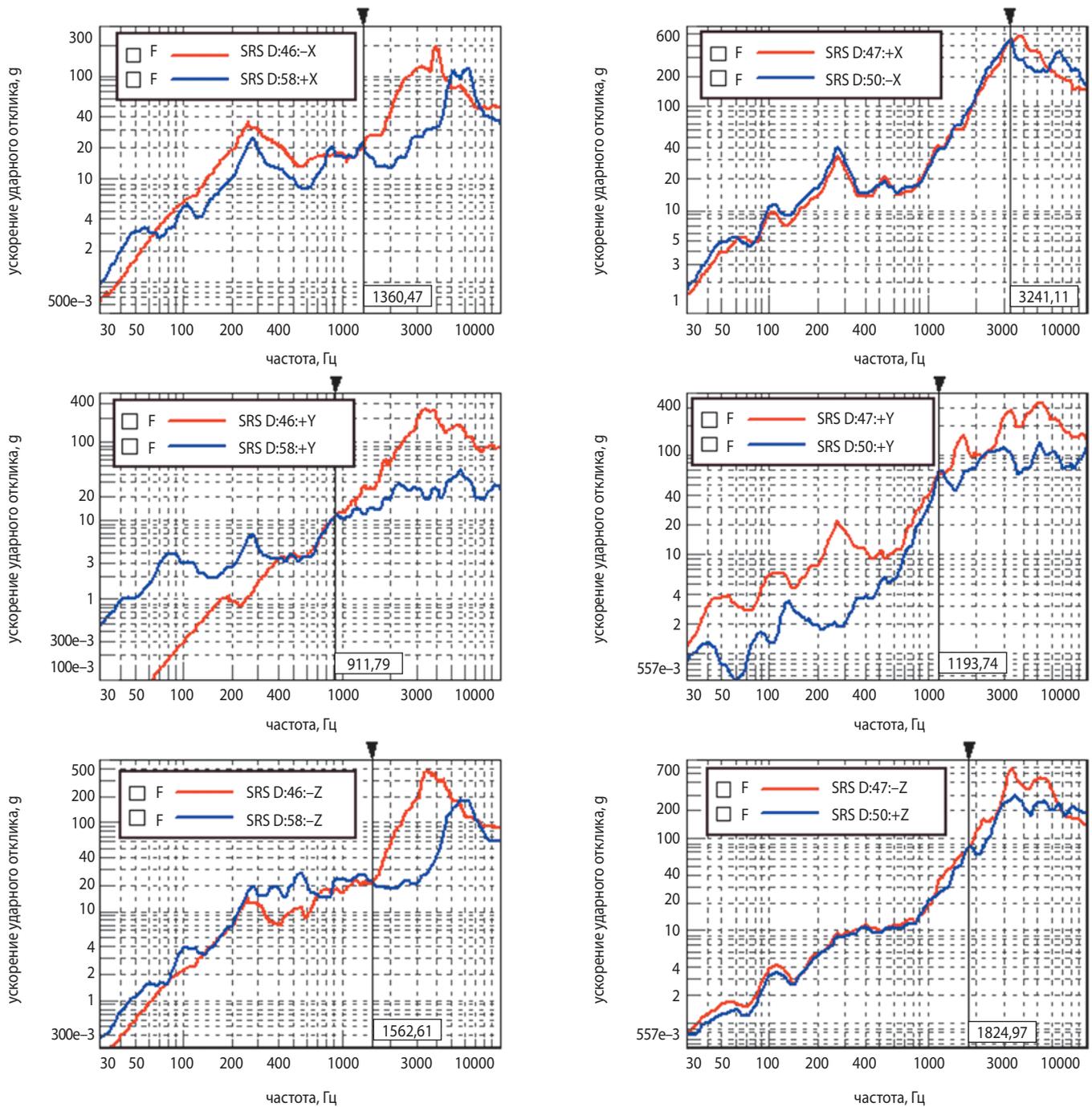
На рисунке 2 показано сравнение ударных спектров в опорном и присоединённом элементах, построенных по показаниям датчиков, измерявших ускорения в поперечном и продольном по отношению к оси болта направлении (измерительные оси  $X$  и  $Z$  – поперечные, ось  $Y$  – продольная). Испытательная установка и схема проведения опыта здесь и далее те же, что и в работе (Бирюков А.С., Деменко О.Г, Михаленков Н.А., 2017). Видно, что для поперечных нагрузок справедливы все выводы, полученные ранее для продольных нагрузок: начиная с некоторой частоты (частоты среза) ударные спектры до и после узла болтового соединения начинают расходиться.

Таким образом, влияния болтового соединения на передачу продольной и поперечной нагрузок полностью аналогичны. Причина такого поведения в том, что для нагрузок в поперечном направлении соединительный узел вместе с присоединённым элементом представляет собой такую же упругомассовую систему, что и в продольном, но отличающуюся



**рисунк 1.** Ударные спектры ускорений отклика, действующих в продольном направлении болтового соединения

# ПЕРЕДАЧА УДАРНОЙ НАГРУЗКИ ЧЕРЕЗ БОЛТОВОЕ СОЕДИНЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА



**рисунки 2.** Ударные спектры ускорений отклика, действующих в продольном и поперечных направлениях болтового соединения

жесткостью, а значит, и частотой среза, в силу того, что частота среза – это собственная частота колебаний упругой присоединенной массы на упругой связи болтового соединения, которая зависит от массы и жесткости соединяемой конструкции.

Оценим соотношение частот среза для продольных и поперечных нагрузок в случае типового болтового соединительного узла. Будем рассматривать болтовой соединительный узел конструкции вместе с присоединенным элементом как одноступенчатый осциллятор массы  $m$  (масса соединяемого элемента) и жесткости  $C$  (общая жесткость последовательно

соединенных конструкций присоединенного элемента и болтового соединения). Тогда частота среза, как собственная частота колебаний осциллятора, может быть оценена по формуле

$$f = \frac{1}{2\pi} \cdot \sqrt{\frac{C}{m}}$$

Поскольку наиболее чувствительной к ударным нагрузкам является бортовая аппаратура, будем рассматривать её в качестве присоединенного элемента. Как правило, типовой прибор из состава

бортовой аппаратуры имеет вид прямого параллелепипеда, наибольшие размеры которого лежат в плоскости основания (рисунок 3). Прибор крепится к плоской опорной поверхности болтами, расположенными в вершинах прямоугольника основания. Основными эксплуатационными нагрузками для аппаратуры являются массовые инерционные нагрузки, распределённые по всему объёму прибора и имеющие равнодействующую в его центре масс. Для определённости будем схематизировать такой прибор однородной пластиной (в данном случае это допустимо, поскольку речь идёт о сравнительной оценке жёсткостных параметров объекта в двух различных направлениях, и погрешности схематизации объекта в одинаковой степени влияют на оцениваемые параметры). При этом учтём, что аппаратура устанавливается на опорные элементы с применением предварительной затяжки болтов, исключающей раскрытие стыка между прибором и опорой при действии отрывающих усилий, а также боковое смещение прибора относительно опоры.

В случае действия на присоединённый элемент продольной (вдоль оси болта) нагрузки  $N=m \cdot w$  (где  $m$  – масса прибора;  $w$  – ускорение) его центр масс сместится в общем случае на величину  $\Delta l_{\parallel}$  из-за продольных деформаций узла крепления прибора  $\Delta \delta_{\parallel}$  и самой конструкции прибора  $\Delta k_{\parallel}$ :  $\Delta l_{\parallel} = \Delta \delta_{\parallel} + \Delta k_{\parallel}$ .

Оценим величину  $\Delta \delta_{\parallel}$ . Внешняя нагрузка  $N$  полностью передаётся на болты (при этом на один болт приходится часть этой силы  $N_6 = N/n_6$ ,  $n_6$  – количество крепёжных болтов прибора). От этой силы болт дополнительно удлиняется на  $\Delta l_6$ . На это же значение  $\Delta l_6 = \Delta l_d$  уменьшается сжатие крепёжных деталей прибора, и нагрузка на болт со стороны крепёжных деталей уменьшается, как показано на рисунке 4. Здесь  $F_0$  – сила предварительной затяжки болта;  $F_{\Sigma}$  – суммарная сила, действующая на болт с учётом внешней нагрузки,  $F_{\Sigma} = F_0 + \chi N_6$ .

Коэффициент внешней нагрузки  $\chi$  показывает, какая часть внешней нагрузки в результате воспринимается болтом. Согласно рекомендациям по расчёту болтового соединения с предварительной затяжкой (Куклин Н.Г., Куклина Г.С., Житков В.К., 2016),

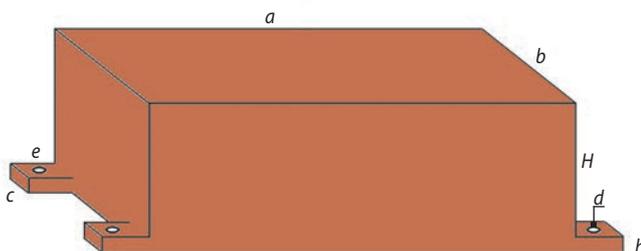


рисунок 3. Общий вид типового прибора

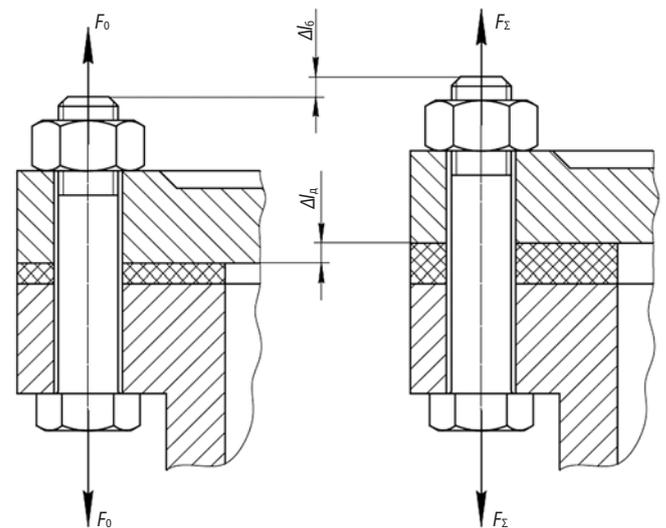


рисунок 4. Схема для расчёта болтового соединения

$\chi = 0,3 \dots 0,4$ , а  $\Delta l_d = \lambda_d (1 - \chi) N_6$ , где  $\lambda_d$  – коэффициент податливости крепёжных деталей прибора;  $\lambda_d = h / (EA)$ ;  $E$  – модуль упругости материала конструкции прибора;  $A$  – площадь поперечного сечения крепёжных деталей прибора. Принимая в качестве типовых значений:  $n_6 = 4$ ,  $d \approx h$ ,  $e \approx c \approx 3h$ , получаем:

$$\Delta \delta_{\parallel} = \Delta l_d = h / (E(c e - 0,25 \pi d^2)) \times \\ \times (1 - (0,3 \dots 0,4)) m \cdot w / n_6 \approx 0,02 m \cdot w / (Eh).$$

При оценке  $\Delta k_{\parallel}$  будем рассматривать конструкцию прибора как заделанную с двух сторон балку постоянного сечения, нагруженную равномерной распределённой нагрузкой  $q = m \cdot w / a$  (рисунок 5).

Согласно (Агамиров В.Л., Александров А.Я. и др., 1972),  $\Delta k_{\parallel} = q a^4 / (384 EJ)$ , где  $J = b H^3 / 12$  – момент инерции сечения. Тогда  $\Delta k_{\parallel} = m \cdot w a^3 / (32 E b H^3)$ . Принимая в качестве типовых значений  $a \approx 2H$ ,  $b \approx H \approx 10h$ , получаем:

$$\Delta k_{\parallel} = m \cdot w a^3 / (32 E b H^3) \approx 0,025 m \cdot w / (Eh), \\ \Delta l_{\parallel} = \Delta \delta_{\parallel} + \Delta k_{\parallel} \approx 0,045 m \cdot w / (Eh), \\ C_{\parallel} = N / \Delta l_{\parallel} \approx 22 Eh.$$

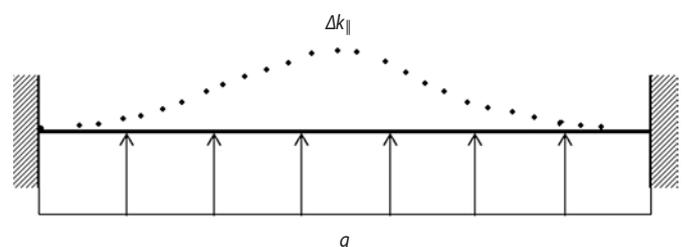


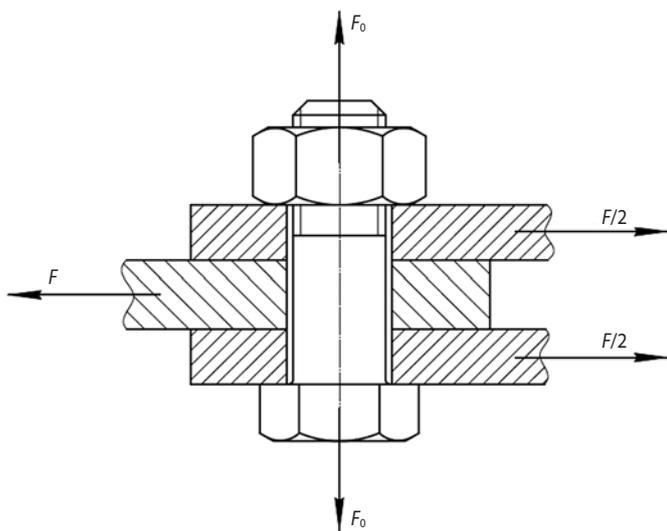
рисунок 5. Схема для расчёта продольной деформации прибора

## ПЕРЕДАЧА УДАРНОЙ НАГРУЗКИ ЧЕРЕЗ БОЛТОВОЕ СОЕДИНЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

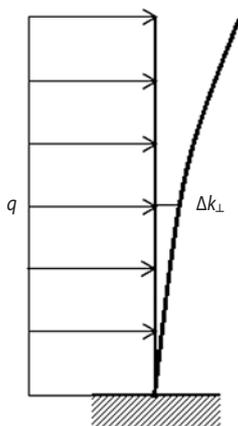
В случае действия на присоединённый элемент поперечной (по отношению к оси болта) нагрузки  $Q = m \cdot w$  (где  $m$  – масса прибора;  $w$  – ускорение, аналогично рассмотренному выше) его центр масс сместится в общем случае на величину  $\Delta l_{\perp}$  из-за поперечных деформаций узла крепления прибора  $\Delta \delta_{\perp}$  и самой конструкции прибора  $\Delta k_{\perp}$ :  $\Delta l_{\perp} = \Delta \delta_{\perp} + \Delta k_{\perp}$ .

Благодаря предварительной затяжке болтов поперечная нагрузка  $Q$ , действующая на прибор, уравновешивается силами трения, возникающими на поверхности контакта между прибором и опорной поверхностью (рисунок 6). При этом сам болт поперечной силой не нагружается и в поперечном направлении не деформируется, а величина силы трения достаточна для исключения смещения прибора относительно опорной поверхности. Поэтому  $\Delta \delta_{\perp} \approx 0$ .

При оценке  $\Delta k_{\perp}$  будем рассматривать конструкцию прибора как одноопорную балку постоянного сечения, нагруженную равномерной распределённой нагрузкой  $q = m \cdot w / H$  (рисунок 7).



**рисунок 6.** Работа болтового соединения в поперечном направлении



**рисунок 7.** Схема для расчёта поперечной деформации прибора

Согласно (Агамиров В.Л., Александров А.Я. и др., 1972),  $\Delta k_{\perp} = 17qH^4 / (384EJ)$ , где  $J = ba^3 / 12$  – момент инерции сечения. Тогда  $\Delta k_{\perp} = 17m \cdot wH^3 / (32Eba^3)$ . Принимая в качестве типовых значений  $a \approx 2H$ ,  $b \approx H \approx 10h$ , получаем:

$$\Delta k_{\perp} = 17m \cdot wH^3 / (32Eba^3) \approx 0,003 m \cdot w / (Eh),$$

$$\Delta l_{\perp} = \Delta \delta_{\perp} + \Delta k_{\perp} \approx 0,003 m \cdot w / (Eh),$$

$$C_{\perp} = Q / \Delta l_{\perp} \approx 300 Eh.$$

Отсюда получаем, что жёсткость соединительного узла в поперечном направлении  $C_{\perp}$  значительно превосходит жёсткость в продольном направлении  $C_{\parallel}$ , а значит, и  $f_{\perp} > f_{\parallel}$ , поскольку

$$\frac{f_{\perp}}{f_{\parallel}} = \sqrt{\frac{C_{\perp}}{C_{\parallel}}}.$$

Таким образом, поперечная жёсткость болтового соединения получается больше его продольной жёсткости, а значит, частота среза ударного спектра при передаче поперечной нагрузки объективно получается выше частоты среза ударного спектра при передаче продольной нагрузки. Указанная особенность подтверждается данными рисунка 2. В частности, для пары датчиков 46 (опорный элемент) – 58 (присоединённый элемент) частота среза в поперечных направлениях  $X$  и  $Z$  соответственно в 1,5 и 1,7 раза выше, чем в продольном направлении  $Y$ . А для пары датчиков 47 (опорный элемент) – 50 (присоединённый элемент) частота среза в поперечных направлениях в 2,7 и 1,6 раза выше, чем в продольном направлении.

Это явление можно рассматривать как один из факторов, способствующих наблюдаемому в эксперименте выравниванию пространственной направленности ударного нагружения конструкции КА по мере удаления от центра ударного воздействия.

Ударная волна, возникнув сначала в небольшой области и распространяясь затем по конструкции КА, претерпевает ослабление сначала за счёт распределения по большому объёму конструкции, а затем и при преодолении стыковых соединений. В связи с этим всю конструкцию КА по отношению к источнику удара можно условно разделить на три зоны – ближнюю, среднюю и дальнюю. Они отличаются характером ударного возмущения и уровнем нагружения.

В ближней зоне, непосредственно прилегающей к ударному механизму, отчётливо выражена пространственная анизотропия в ударном отклике. Ближняя зона, по разным оценкам, простирается до 0,15–0,30 м от центра удара, она не содержит стыковых соединений. Главная особенность этой зоны – преимущественное действие ещё не успевшей ослабиться прямой ударной волны. Ближняя зона характеризуется высокими значениями действующих ускорений (до 3000 g во временном сигнале

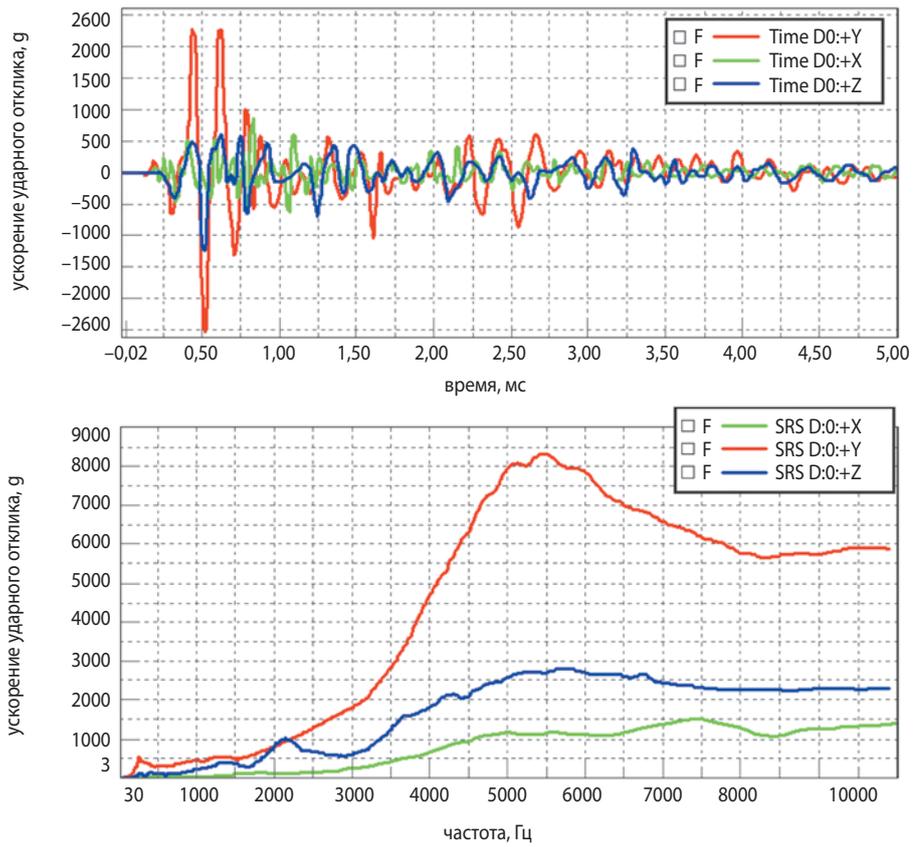


рисунок 8. Ускорения ударного отклика в ближней зоне

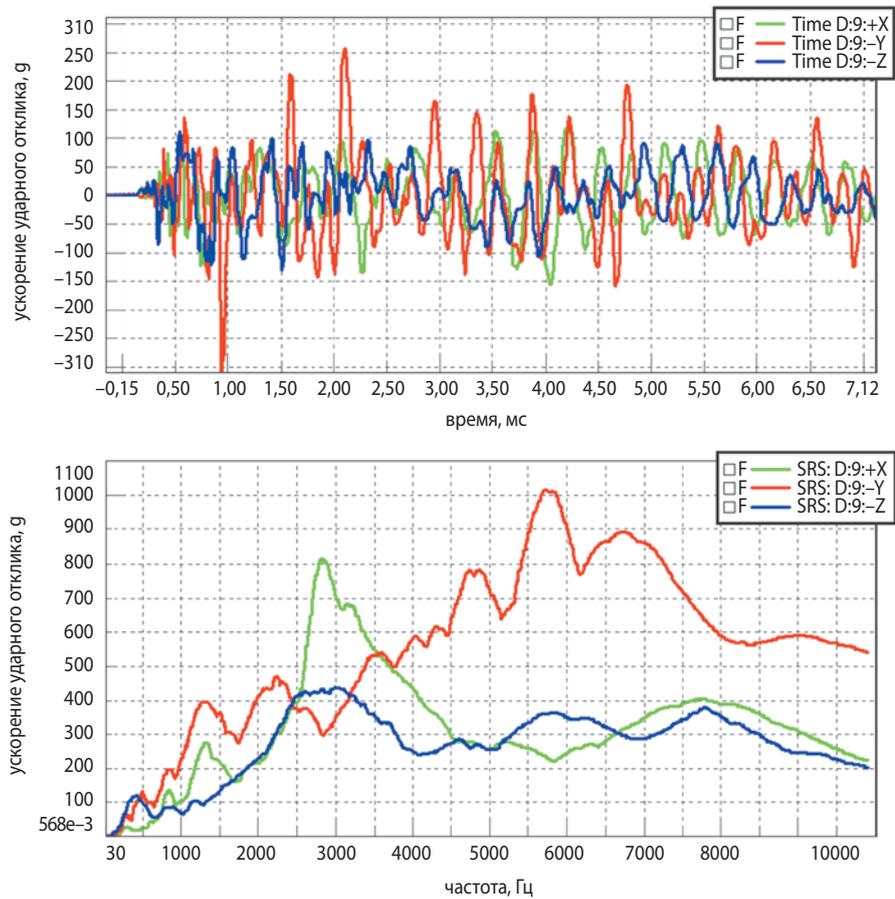
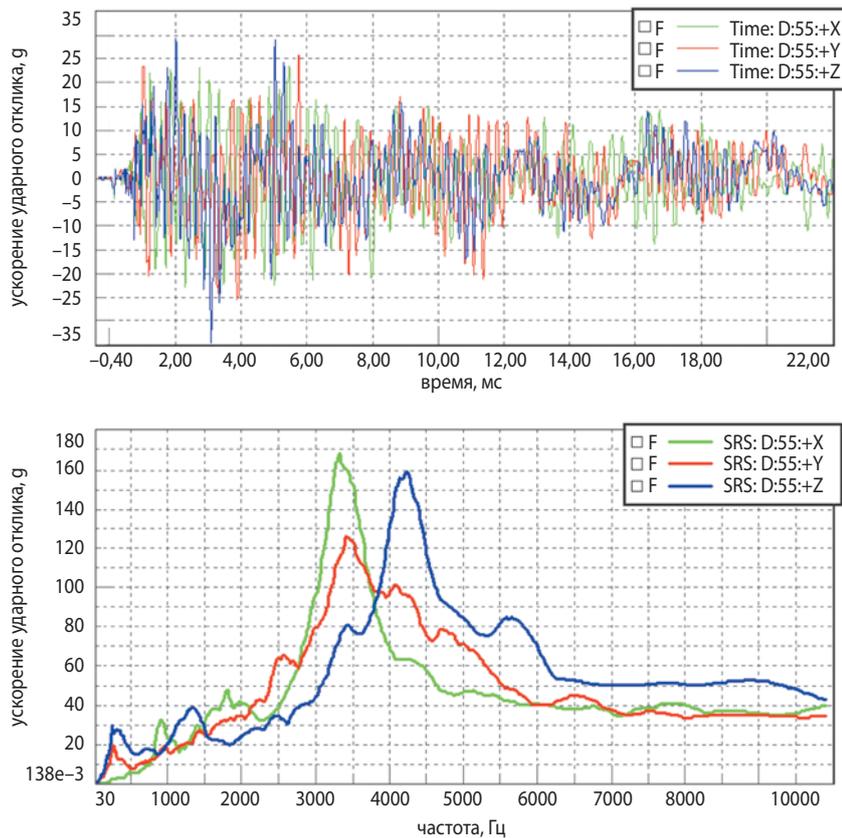


рисунок 9. Ускорения ударного отклика в средней зоне

## ПЕРЕДАЧА УДАРНОЙ НАГРУЗКИ ЧЕРЕЗ БОЛТОВОЕ СОЕДИНЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА



**рисунок 10.** Ускорения ударного отклика в дальней зоне

и до 10000 g в ударном спектре) и широким спектром частот отклика (до 10000 Гц и выше), как показано на рисунке 8.

Как видно из рисунка 5, наибольшие ускорения во временном сигнале и в ударном спектре изначально формируются в направлении действия ударного импульса – а именно вдоль продольной оси разрушаемого соединительного элемента, который при срабатывании пиромеханического или детонационного механизма разрывается растягивающим усилием.

В средней зоне, занимающей промежуточное положение между ближней и дальней, происходит снижение уровня ударного нагружения конструкции за счёт распространения ударной волны на все более увеличивающийся объём и площадь конструкции. Общая картина ударного нагружения здесь определяется совместным действием ударной волны и резонансов элементов конструкции и характеризуется примерно на порядок более низкими значениями действующих ускорений (до 500 g во временном сигнале и до 2000 g в ударном спектре) и спектра частот отклика (до 5–6000 Гц), чем в ближней зоне, как показано на рисунке 9.

Кроме этого, снижается выраженность анизотропного характера распределения ускорений отклика: во временном сигнале и ударном спектре ускорений отклика уменьшается разрыв в максимальных уско-

рениях вдоль направления действия ударного импульса (ось  $Y$  выделена красным цветом) и в поперечном с ним направлениями осей  $X$  и  $Z$  (поперечные оси  $X$  и  $Z$  выделены зелёным и синим цветом).

Расположение дальней зоны определяется не столько расстоянием от центра удара, сколько наличием на пути распространения ударной волны одного или нескольких стыковых соединений (более точное количество стыковых соединений не может быть установлено в рамках настоящей работы и является предметом последующих исследований) элементов конструкции в местах крепления друг к другу – блока баков, переходных ферм, приборных панелей (ТСП), корпусов аппаратуры и агрегатов и т.д. Из-за влияния соединительных узлов (в основном болтового типа), рассмотренного выше, а именно срезания ударного спектра в соединяемом элементе, общий уровень ударного нагружения в дальней зоне значительно снижается и характеризуется примерно на порядок более низкими значениями действующих ускорений (до 50 g во временном сигнале и до 200 g в ударном спектре) и спектра частот отклика (до 3–4000 Гц), чем в средней зоне, как показано на рисунке 10.

Кроме этого, в силу выявленного различия частот среза в продольном и поперечном направлениях, после перехода каждого стыкового соединения уменьшается разница максимальных значений ускорений

ударного отклика в продольном и поперечных направлениях, поскольку срезание продольного импульса происходит при меньших частотах по отношению к поперечному. А значит, изначально более высокий продольный импульс срезается при меньшей частоте и не успевает достичь своего максимального значения. В то же время поперечный импульс, срезаясь при более высокой частоте, успевает ближе подойти к своему максимуму. В итоге, как видно из рисунка 10, ударное нагружение в дальней зоне становится практически изотропным.

При расположении аппаратуры в дальней зоне (Петров Ю.А., Колобов А.Ю., Алешин В.Ф., Кононенко А.С. и др., 2016) задача обеспечения её ударной прочности облегчается в наибольшей мере, поскольку здесь мы имеем сравнительно более низкий уровень ударного нагружения и равномерное распределение ударных воздействий в пространстве. Поэтому нормативные значения ударной прочности не зависят от ориентации аппаратуры по отношению к осям КА и задаются одинаковыми по всем осям. В связи с этим дальняя зона, очевидно, наиболее рациональная для размещения аппаратуры по условию её ударной прочности, и, как правило, бортовая аппаратура традиционных КА размещается именно здесь.

У современных малогабаритных КА, как отмечалось ранее, проблемы обеспечения ударной прочности усложняются, поскольку здесь не успевает сформироваться полноценная дальняя зона и растёт уровень их ударного нагружения (Деменко О.Г., Бирюков А.С., 2017). Кроме того, как следует из настоящей статьи, возникает необходимость учёта пространственного расположения приборов при определении параметров действующего ударного импульса.

## ВЫВОДЫ

1. Экспериментально установлено, что влияние болтового соединения на передачу поперечной и продольной ударных нагрузок осуществляется аналогичным образом. Ускорения в ударном спектре отклика в опорном и соединяемом элементах конструкции увеличиваются одинаково с ростом частоты только до некоторого значения, называемого частотой среза. Выше частоты среза ускорения в соединяемом элементе перестают расти и даже снижаются по отношению к нагрузкам в опорном элементе конструкции, что приводит к снижению в соединяемом элементе максимального ускорения до двух-трёх раз и делает ударный спектр отклика более низкочастотным. Теоретически установлено, что частота среза – это собственная частота колебаний присоединённого элемента на упругой связи болтового соединения.

2. Жёсткость соединительной связи элементов конструкции в поперечном направлении выше, чем в продольном. Это приводит к тому, что частота среза для поперечной нагрузки превышает частоту сре-

за для продольной нагрузки. Поскольку изначально, в зоне действия ударного импульса, продольная составляющая ударной нагрузки превосходит поперечную составляющую, то действие соединительного узла при передаче ударной нагрузки приводит к выравниванию уровня нагружения конструкции КА за болтовым соединением по всем направлениям.

3. При размещении аппаратуры в дальней зоне, отделённой от центра удара несколькими технологическими конструктивными разъёмами, требования по ударной прочности необходимо задавать одинаковыми по всем осям КА независимо от расположения оборудования на конструкции КА.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Агамиров В.Л., Александров А.Я. и др. Справочник проектировщика / Под ред. А.А. Уманского. Кн. 1. М.: Стройиздат, 1972. 600 с.

Бирюков А.С., Деменко О.Г., Михаленков Н.А. Влияние жёсткости соединительной связи на передачу продольной ударной нагрузки через болтовое соединение тел // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 1. С. 53-63.

Деменко О.Г., Бирюков А.С. Влияние малоразмерности космических аппаратов на уровень их ударного нагружения при срабатывании системы отделения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 153-159.

Деменко О.Г., Бирюков А.С. Особенности обработки ударной прочности десантного модуля космического аппарата (межпланетной станции) «ЭКЗОМАРС-2020» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 71-77.

Ефанов В.В., Бирюков А.С., Деменко О.Г., Горюцов В.В. Совершенствование систем разделения современных КА по снижению ударных нагрузок // Полет. 2014. № 2. С. 30-36.

Ефанов В.В., Телепнев П.П., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В. Методологический аспект задачи структурной идентификации параметров динамической схемы космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 3. С. 44-53.

Куклин Н.Г., Куклина Г.С., Житков В.К. Детали машин. М.: Курс; Инфра-М, 2016. 510 с.

Петров Ю.А., Колобов А.Ю., Алешин В.Ф., Кононенко А.С. и др. Особенности транспортировки капсулы с грунтом с помощью надувной оболочки в грунтозаборном устройстве КА «ФОБОС-ГРУНТ» // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2016. № 6. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/839751.html/> (дата обращения: 09.09.2022). DOI: 10.7463/0516.0839751.

Статья поступила в редакцию 13.09.2022

Статья после доработки 14.09.2022

Статья принята к публикации 14.09.2022

## К ВОПРОСУ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ ОТ ЭЛЕКТРОМАХОВИЧНЫХ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ В УПРУГОМ ПОДВЕСЕ ВИБРОИЗОЛЯТОРА

## ON THE ISSUE OF MODELING DYNAMIC DISTURBANCES FROM ELECTRO-FLYWHEEL ACTUATORS IN AN ELASTIC SUSPENSION OF A VIBRATION ISOLATOR



**П.П. Телепнев<sup>1</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
telepnev@laspace.ru;  
**P.P. Telepnev**



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



**Д.А. Кузнецов<sup>1</sup>,**  
доктор  
технических наук,  
kuznetsovda@laspace.ru;  
**D.A. Kuznetsov**



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

*В статье рассматривается процесс работы двигателя-маховика в широком частотном диапазоне с различными условиями упругого подвеса. Экспериментальные исследования в совокупности с математическим моделированием позволяют получить универсальный инструмент по прогнозу динамического поведения электромаховичных исполнительных устройств.*

*Ключевые слова:*  
двигатель-маховик;  
вибровозмущения;  
виброизолятор;  
виброизоляция;  
прецессия; нутация.

DOI: 10.26162/LS.2022.58.4.007

Для космических аппаратов, оснащённых высокопрецизионной научной аппаратурой, например оптическими телескопами для астрофизических исследований, всё большее значение приобретают уровни микроперемещений чувствительных элементов системы управления и взаимных перемещений

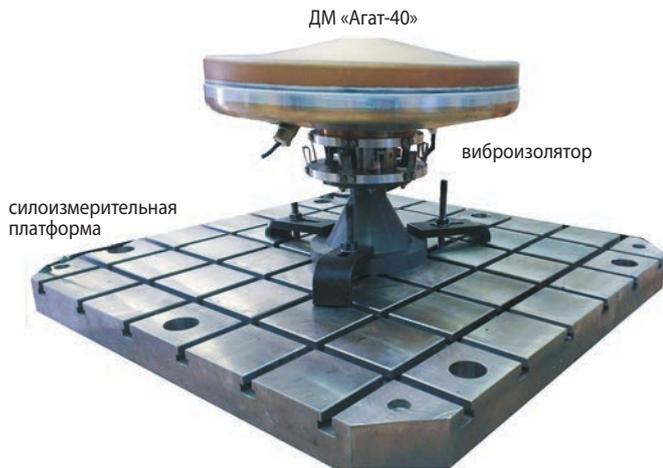
*The article overviews the process of operation of the flywheel engine in a wide frequency range with various conditions of elastic suspension. Experimental studies in conjunction with mathematical models provide a universal tool for predicting the dynamic behavior of electro-flywheel actuators.*

*Key words:*  
flywheel engine;  
vibration disturbances;  
vibration isolator;  
vibration protection;  
precession; nutation.

элементов оптического тракта самого телескопа. Эти микроперемещения могут быть вызваны как статическими и квазистатическими факторами (деформациями конструкции, обусловленной технологией сборки, температурными и другими силовыми нагрузками и т.п.), так и динамическими, а именно

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

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



**рисунок 1.** Технологический образец виброизолятора на испытаниях ДМ «Агат-40»

вибрационными микровоздействиями, вызванными бортовыми приборами, имеющими в своем составе несбалансированные движущиеся массы. В составе комплекса научной аппаратуры (КНА) на данном этапе проектирования рассматривается использование: спектрографов и камер поля.

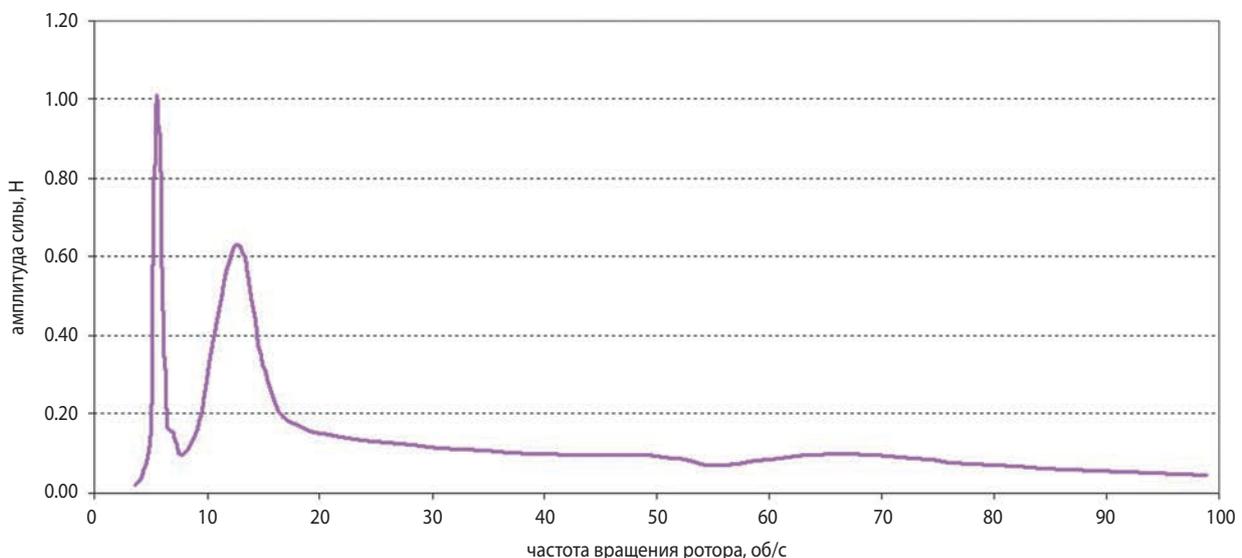
1. Максимальная длительность непрерывной экспозиции при наблюдениях на спектрографах – до 30 часов, средняя длительность экспозиции составляет один час. В течение экспозиции изображение исследуемого источника не должно выходить за границы входной щелевой диафрагмы соответствующего спектрометра (Сачков М.Е., Шустов Б.М., и др., 2022). Ширина щели – 1 угл. с. Предполагается, что в составе каждого спектрометра имеется датчик, который через заданный промежуток времени после наведения щели на заданный источник способен выдать сигнал о наличии потока излучения на входе в спектрометр, т.е. выдаёт так называемый сигнал «Звезда на щели».

2. Камеры поля предназначены для получения изображения звёздного неба в полосе частот нескольких фильтров, как в видимой, так и ультрафиолетовой областях спектра. Максимальная длительность непрерывной экспозиции составляет один час, размер пикселя камеры поля 0.16 угл. с. Для получения удовлетворительного качества изображения необходимо на интервале экспонирования обеспечить стабилизацию изображения со среднеквадратическим отклонением по каналам тангажа и рыскания не более 0.08 угл. с и со среднеквадратическим отклонением 40 угл. с в канале вращения.

Учитывая вышеизложенное, среднеквадратическая погрешность наведения и стабилизации КА относительно заданной точки на небесной сфере с использованием в бортовом комплексе управления (БКУ) информации системы датчиков гида не должна превышать 0.08 угл. с. Кроме этого уровни относительных вибрационных перемещений элементов оптического тракта также не должны превышать установленных величин.

Настоящая работа посвящена разработке и анализу модели механических возмущений, создаваемых электромаховичными исполнительными органами (ЭМИО) БКУ в процессе орбитального функционирования космического телескопа.

Ранее была обоснована необходимость внедрения системы виброизоляции ЭМИО для аппаратов с оптико-электронными приборами высокого разрешения (Геча В.Я. и др., 2015; Ефанов В.В. и др., 2014; Кузнецов Д.А. и др., 2013). Если в случае механических возмущений, создаваемых приводами солнечных батарей и антенн, изменение алгоритмов работы (Ефанов В.В. и др., 2017) с повышением диссипативных характеристик конструкции (Герасимчук В.В. и др., 2018) позволяет практически полностью решить проблему надлежащего функционирования



**рисунок 2.** Зависимость амплитуды возмущения от частоты вращения ротора

## К ВОПРОСУ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ ОТ ЭЛЕКТРОМАХОВИЧНЫХ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ В УПРУГОМ ПОДВЕСЕ ВИБРОИЗОЛЯТОРА

целевой аппаратуры, то ограничения по скорости вращения ротора ЭМИО приводят к уменьшению времени сеансов наблюдения, что не может не сказаться на качестве решения целевой задачи.

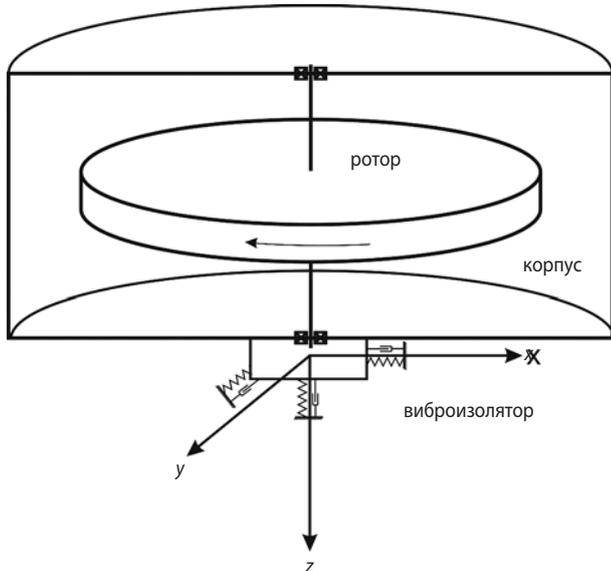
Эту проблему позволяет решить введение в конструкцию космического телескопа системы виброизоляции, которая значительно снижает уровни вибровозмущений, создаваемых ЭМИО, в диапазоне скоростей вращения ротора, лежащем в  $\frac{\sqrt{2}}{2}$  раза выше частоты подвеса (Телепнев П.П., Кузнецов Д.А., 2019), за счёт ослабления механических связей источника вибровозмущений и платформы КА.

Виброизолятор (Ефанов В.В. и др., 2016), изготовленный специально под двигатель-маховик (ДМ) «Агат-40», приведён на рисунке 1.

Анализ данных, полученных в процессе экспериментальной отработки опытного образца виброизолятора двигателя-маховика «Агат-40» (рисунок 2), показал, что наряду с ожидаемым падением эффективности виброзащиты в области резонансной частоты изолятора наблюдается еще одна область роста амплитуд воздействия в зарезонансной части спектра работы устройства.

Анализ результатов позволил предположить, что причиной этого феномена являются гироскопические воздействия вращающегося с большой скоростью ротора, а конкретно – резонанс нутационных колебаний с силовыми факторами, вызванными остаточным дисбалансом ротора на частоте его вращения.

Для исследования зависимостей свойств рассматриваемой системы (ДМ на виброизоляторе) от параметров подвеса и массово-инерционных характеристик была разработана её математическая модель и проведена серия расчётов.



**рисунок 3.** Схематическое представление ДМ на виброизоляторе

Уравнения, описывающие движение ДМ на упругом подвесе виброизолятора (рисунок 3), будут иметь вид:

$$m\dot{V}_x + \varepsilon_x V_x + c_x \int V_x dt - S_z \dot{\omega}_y + S_y \dot{\omega}_z = R_x + \sigma_{ст} (2\pi f_{рот})^2 \cos(2\pi f_{рот} t);$$

$$m\dot{V}_y + \varepsilon_y V_y + c_y \int V_y dt - S_x \dot{\omega}_z + S_z \dot{\omega}_x = R_y + \sigma_{ст} (2\pi f_{рот})^2 \sin(2\pi f_{рот} t);$$

$$m\dot{V}_z + \varepsilon_z V_z + c_z \int V_z dt - S_y \dot{\omega}_x + S_x \dot{\omega}_y = R_z;$$

$$I_x \dot{\omega}_x - I_{xy} \dot{\omega}_y - I_{xz} \dot{\omega}_z + (I_z - I_y) \omega_z \omega_y + I_{yz} (\omega_z^2 - \omega_y^2) + I_{xy} \omega_x \omega_z - I_{zx} \omega_x \omega_y + \varepsilon_\phi \omega_x + c_\phi \int \omega_x dt - S_z \dot{V}_y + S_y \dot{V}_z + \dot{H}_x + H_z \omega_y - H_y \omega_z = M_x + \sigma_{дин} (2\pi f_{рот})^2 \cos(2\pi f_{рот} t);$$

$$I_y \dot{\omega}_y - I_{xy} \dot{\omega}_x - I_{yz} \dot{\omega}_z + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z + I_{xz} (\omega_x^2 - \omega_z^2) - I_{xy} \omega_y \omega_z + I_{zy} \omega_x \omega_y + \varepsilon_\psi \omega_y + c_\psi \int \omega_y dt - S_x \dot{V}_z + S_z \dot{V}_x + \dot{H}_y + H_x \omega_z - H_z \omega_x = M_y + \sigma_{дин} (2\pi f_{рот})^2 \sin(2\pi f_{рот} t);$$

$$I_z \dot{\omega}_z - I_{xz} \dot{\omega}_x - I_{zy} \dot{\omega}_y + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y + I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) + I_{xz} \omega_y \omega_z - I_{yz} \omega_x \omega_z + \varepsilon_\theta \omega_z + c_\theta \int \omega_z dt - S_y \dot{V}_x + S_x \dot{V}_y + \dot{H}_z + H_y \omega_x - H_x \omega_y = M_z.$$

В уравнениях движения приняты следующие обозначения:

$m$  – масса (имеется в виду ДМ с подвижной частью виброизолятора), кг;

$I_x, I_y, I_z$  – центральные осевые моменты инерции ДМ, кг·м<sup>2</sup>;

$I_{xy}, I_{yz}, I_{zx}$  – центробежные моменты инерции ДМ, кг·м<sup>2</sup>;

$V_x, V_y, V_z$  – проекции линейной скорости ЦМ на связанные оси ДМ, м/с;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$  – проекции вектора абсолютной угловой скорости установки на оси связанной системы координат, 1/с;

$H_x, H_y, H_z$  – кинетические моменты ротора относительно соответствующей оси, кг·м<sup>2</sup>/с;

$R_x, R_y, R_z$  – проекции внешних и внутренних возмущающих и управляющих сил на связанные оси ДМ, Н;

$M_x, M_y, M_z$  – проекции внешних и внутренних возмущающих и управляющих моментов на связанные оси ДМ, Н·м;

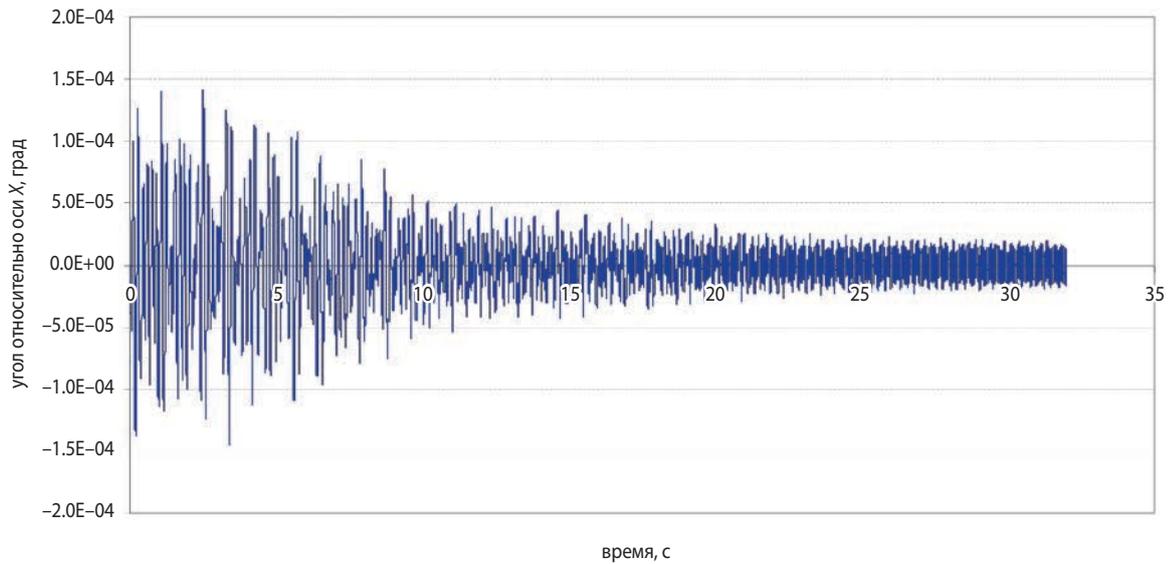
$S_x, S_y, S_z$  – статические моменты установки, кг·м;

$\sigma_{ст}$  – статический дисбаланс ротора, кг·м;

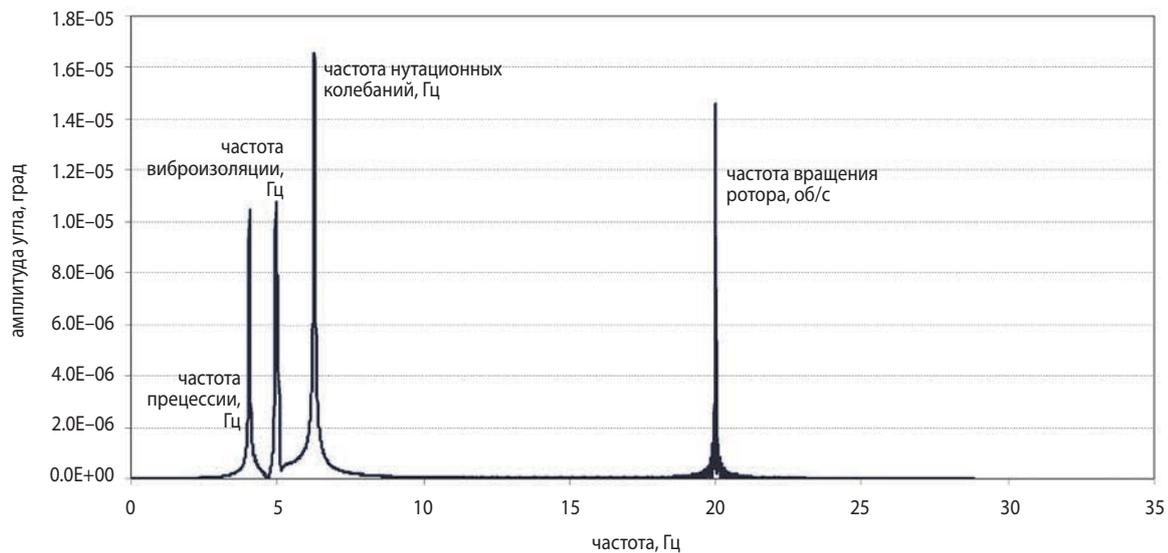
$\sigma_{дин}$  – динамический дисбаланс ротора, кг·м<sup>2</sup>/с;

$f_{рот}$  – частота вращения ротора, об/с (Гц);

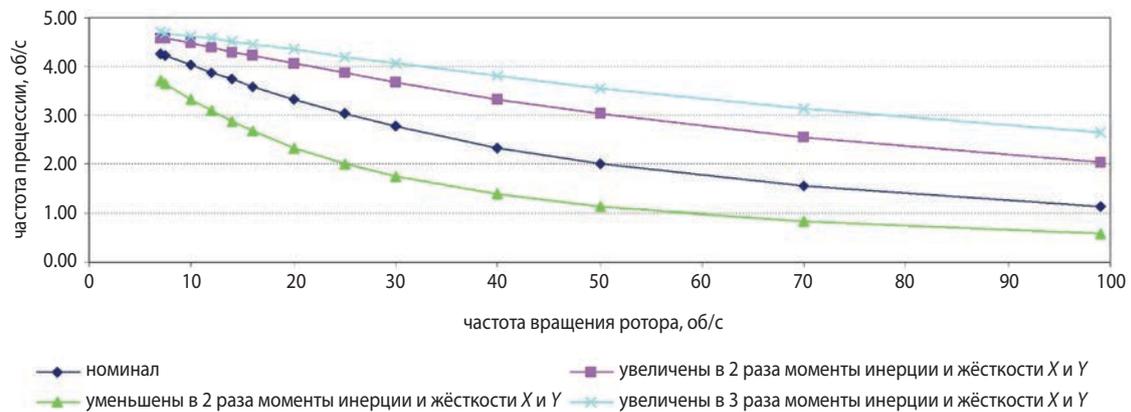
$\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$  – коэффициент демпфирования виброизолятора по линейным перемещениям (x, y, z), Н/с;



**рисунок 4.** Результаты моделирования для 2-й конфигурации при скорости вращения ротора – 20 об/с

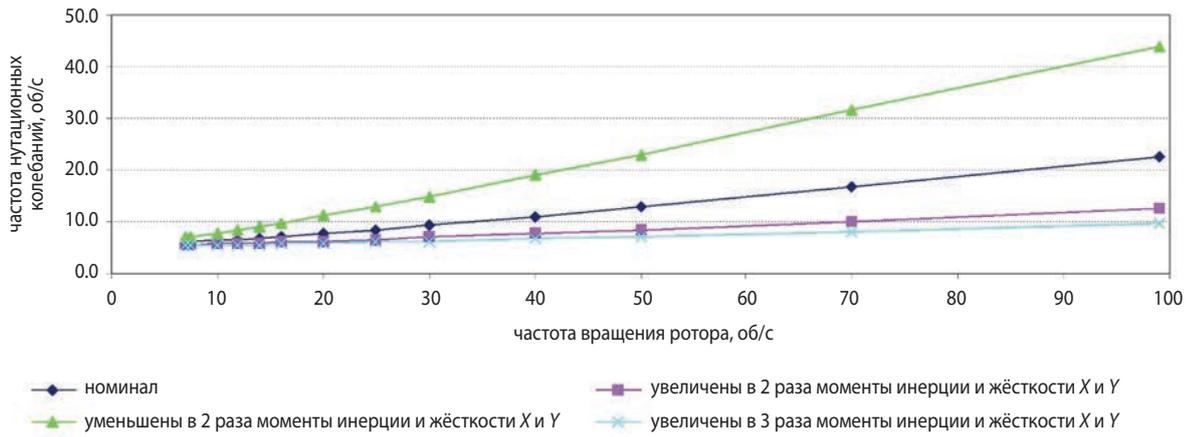


**рисунок 5.** Амплитудно-частотная характеристика для 2-й конфигурации при скорости вращения ротора – 20 об/с

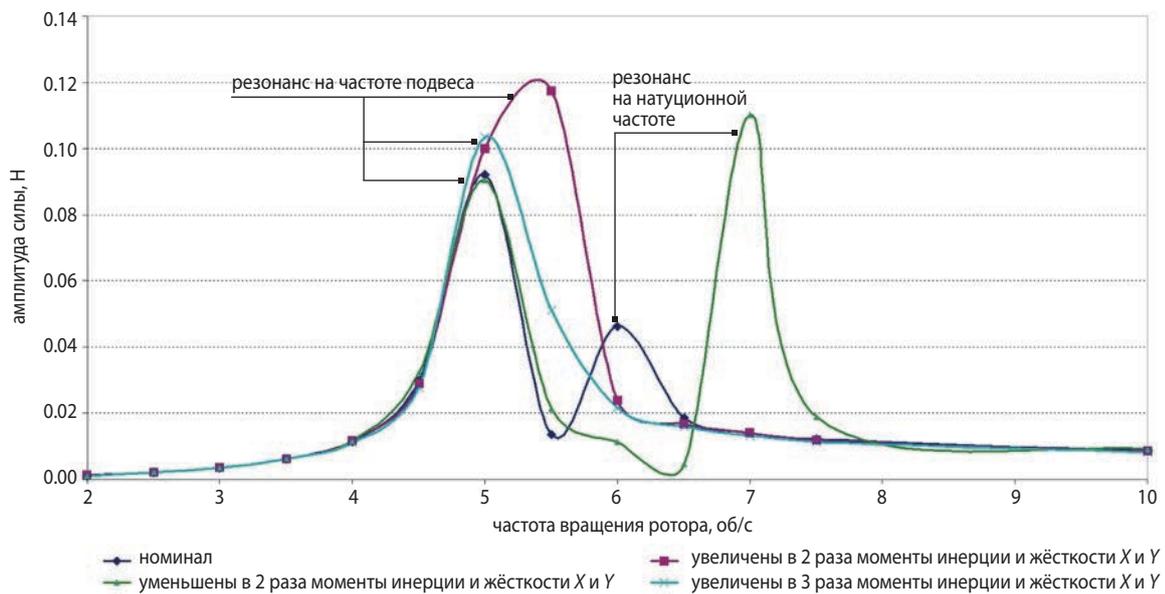


**рисунок 6.** Частота прецессии в зависимости от скорости вращения ротора для различных конфигураций системы

## К ВОПРОСУ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ ОТ ЭЛЕКТРОМАХОВИЧНЫХ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ В УПРУГОМ ПОДВЕСЕ ВИБРОИЗОЛЯТОРА



**рисунк 7.** Нутационная частота в зависимости от скорости вращения ротора для различных конфигураций системы



**рисунк 8.** Максимальная амплитуда силового воздействия в зависимости от скорости вращения ротора для различных конфигураций системы

$\varepsilon_\varphi, \varepsilon_\psi, \varepsilon_\theta$  – коэффициент демпфирования виброизолятора по угловым перемещениям (относительно осей  $x, y, z$  соответственно), Н·м/с;

$c_x, c_y, c_z$  – коэффициент жёсткости виброизолятора по линейным перемещениям ( $x, y, z$ ), Н/м;

$c_\varphi, c_\psi, c_\theta$  – коэффициент жёсткости виброизолятора по угловым перемещениям (относительно осей  $x, y, z$  соответственно), Н·м/рад (Телепнев П.П., Кузнецов Д.А. и др., 2020).

В процессе моделирования проводилось интегрирование приведенной системы дифференциальных уравнений и анализ полученных результатов в установившемся движении при различных частотах вращения ротора ( $f_{рот}$ ) для различных конфигураций (варьируются массово-инерционные и жесткостные характеристики) исследуемой системы. При моделировании рассматривались следующие конфигурации конструкции:

- номинал;
- увеличены в два раза моменты инерции и жёсткости  $X$  и  $Y$ ;
- уменьшены в два раза моменты инерции и жёсткости  $X$  и  $Y$ ;
- увеличены в три раза моменты инерции и жёсткости  $X$  и  $Y$ .

На рисунке 4 проиллюстрирован процесс обработки результатов имитационного моделирования исследуемой системы для 2-й конфигурации при скорости вращения ротора – 20 об/с. Временная зависимость, полученная в процессе интегрирования системы дифференциальных уравнений, описывающих поведение ДМ в упругом подвесе виброизолятора, приведена на графике, а амплитудно-частотная характеристика по углу поворота оси вращения ротора относительно поперечной оси – на рисунке 5.

Там же обозначены пики, соответствующие частотам колебаний прецессии, резонансу подвески, возмущающего воздействия, обусловленного остаточным дисбалансом ротора и нутационного движения.

По описанной выше методике были обработаны все полученные в процессе моделирования данные. Результаты проведённых работ сведены в графики.

На рисунке 6 приведены зависимости частоты прецессии от скорости вращения ротора для всех рассмотренных конструктивных конфигураций двигателя-маховика на виброизоляторе.

На основании полученных данных можно констатировать, что с ростом скорости ротора частота прецессионных колебаний уменьшается. Кроме того, увеличение массово-инерционных характеристик (при сохранении частоты подвеса виброизолятора) приводит к повышению частот прецессионных колебаний.

График, приведённый на рисунке 7, содержит результаты определения частот нутационных колебаний в зависимости от скорости вращения ротора для всех рассмотренных конструктивных реализаций виброизоляции.

В этом случае наблюдается обратная ситуация. С ростом скорости вращения ротора растёт и частота нутационных колебаний, а с ростом инерционных параметров – она уменьшается.

На рисунке 8 приведена зависимость максимальной суммарной амплитуды силового воздействия ДМ, работающего на виброизоляторе, от скорости вращения его ротора для различных значений массово-инерционных характеристик системы. Характер кривых («номинал» и «уменьшенные в два раза...») подтверждает начальное предположение о том, что второй пик, полученный при экспериментальной отработке прототипа виброизоляции ЭМИО, обусловлен гироскопическими свойствами вращающегося с большой скоростью ротора. А отсутствие его на двух других кривых говорит о возможности избежать этого явления путем варьирования инерционными свойствами системы «виброизолятор+ДМ».

В процессе проведённых работ:

- получено соответствие разработанной математической модели гироскопа в упругом подвесе виброизолятора результатам, полученным при испытаниях;
- проведено моделирование исследуемой системы в различных конфигурациях жёсткостных и инерционных параметров;
- построены зависимости частот прецессионных и нутационных колебаний от скорости вращения ротора двигателя-маховика;
- показана возможность избежать резонансных явлений нутационных колебаний на частоте вращения ротора.

## список литературы

*Герасимчук В.В., Ефанов В.В., Кузнецов Д.А., Телепнев П.П.* К вопросу о повышении диссипативных характеристик конструкции космического аппарата // Космонавтика и ракетостроение. 2018. № 3. С. 103-110.

*Геча В.Я., Ефанов В.В., Клишев О.П., Кузнецов Д.А. и др.* Влияние вибраций на целевую прецизионную аппаратуру космических аппаратов // Полёт. 2015. № 3. С. 20-24.

*Ефанов В.В., Герасимчук В.В., Кузнецов Д.А., Митькин А.С. и др.* Моделирование механических возмущений привода остроуправленной антенны космического аппарата планетных исследований // Полет. 2017. № 8. С. 19-25.

*Ефанов В.В., Ермаков В.Ю., Кузнецов Д.А., Москатиньев И.В. и др.* Магнитожидкостный виброизолятор // Патент на полезную модель RU 166328 U1, 20.11.2016. Заявка № 2016107558/11 от 02.03.2016.

*Ефанов В.В., Кузнецов Д.А., Цыплаков А.Е., Телепнев П.П. и др.* Новый способ снижения вибровозмущений целевой аппаратуры на борту прецизионных космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение 2014. № 6. С. 80-85.

*Кузнецов Д.А.* К вопросу лабораторных исследований по созданию системы виброизоляции бортовых гироскопических устройств // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований / Сост. В.В. Ефанов. Химки. Изд. ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», 2015. С. 200-203.

*Кузнецов Д.А., Ермаков В.Ю., Телепнев П.П., Сова А.Н.* Предложение по решению проблемы виброзащиты прецизионной оптико-электронной аппаратуры космического аппарата «СПЕКТР-УФ» // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ.М.: ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2013. Т. 135, № 4. С. 17-20.

*Сачков М.Е., Шустов Б.М., Сичевский С.Г., Мошнев А.А. и др.* Космическая астрофизическая обсерватория «СПЕКТР-УФ» – совместный проект Института астрономии РАН и АО «НПО Лавочкина» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 39-45.

*Телепнев П.П., Кузнецов Д.А.* Методы виброзащиты прецизионных космических аппаратов / Под ред. д.т.н., проф. В.В. Ефанова. Химки: Издатель АО «НПО Лавочкина», 2019. 263 с.

*Телепнев П.П., Кузнецов Д.А., Жиряков А.В., Пласскеев Н.А.* К вопросу динамического поведения электромаховичных исполнительных устройств прецизионных космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С. 13-18.

*Статья поступила в редакцию 22.08.2022*

*Статья после доработки 22.08.2022*

*Статья принята к публикации 22.08.2022*

## МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ ДЛЯ ВНУТРЕННЕЙ АДАПТАЦИИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ В УСЛОВИЯХ ЕСТЕСТВЕННОЙ ДЕГРАДАЦИИ



**А.В. Лагун<sup>1</sup>,**  
доцент, кандидат  
технических наук,  
vka@mil.ru;  
**A.V. Lagun**

## MODELS AND ALGORITHMS FOR INTERNAL ADAPTATION OF ROCKET AND SPACE COMPLEXES IN CONDITIONS OF NATURAL DEGRADATION



**В.В. Козлов<sup>1</sup>,**  
профессор, доктор  
технических наук,  
vka@mil.ru;  
**V.V. Kozlov**

*В статье изложены способы формирования диагностических моделей технических объектов, необходимых для создания комплекса внутренней адаптации к изменению технического состояния ракетно-космических комплексов. В процессе эксплуатации и в условиях деградации определены возможности мониторинга элементов ракетно-космического комплекса комплексом внутренней адаптации.*

*Ключевые слова:*  
*ракетно-космический комплекс;*  
*техническое состояние;*  
*адаптация; диагностика;*  
*объект мониторинга.*

DOI: 10.26162/LS.2022.58.4.008

### ВВЕДЕНИЕ

Эксплуатация ракетно-космического комплекса (РКК) происходит в условиях его естественной внутренней деградации. Для парирования внутренней деградации целесообразно придать комплексу свойство, обеспечивающее способность сохранять и поддерживать на заданном уровне значения показателей качества его функционирования.

<sup>1</sup> Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Россия, г. Санкт-Петербург.

*The article describes the methods of forming diagnostic models of technical objects necessary to create a complex of internal adaptation to changes in the technical condition of rocket and space complexes. During operation and in conditions of degradation, the possibilities of monitoring elements of the rocket and space complex by the internal adaptation complex have been determined.*

*Keywords:*  
*rocket and space complex;*  
*technical condition;*  
*adaptation; diagnostics;*  
*monitoring object.*

Таким свойством должна стать адаптация РКК, реализуемая на основе специально созданного комплекса внутренней адаптации (КВА), который является автоматизированной системой мониторинга технического состояния (ТС) оборудования на различных этапах эксплуатации комплекса (Гравченко Ю.А., Козлов В.В., Кукушкин И.О., 2021).

Military-Space Academy named after A.F. Mozhayskiy, Russia, Saint Petersburg.

## 1. Модель комплекса внутренней адаптации технологического оборудования РКК

Конструктивная реализация КВА РКК с учётом принципов системотехники предполагает наличие комплекса взаимосвязанных моделей, отражающих исследуемые свойства системы и её элементов на разных уровнях иерархии.

Это позволяет осуществлять межуровневые переходы: сначала декомпозицию, а затем агрегирование, т.е. объединение элементов в систему (Лоскутов А.И., Назаров А.В., Клыков В.А., Ряхова Е.А. и др., 2021).

На рисунке 1 представлена общая двухуровневая схема взаимосвязи показателей, моделей и процедур КВА.

В схему включены:

- структуры, описывающие состав и связи элементов;

- показатели (требуемые или оценочные) системы (I уровень) и элементов (II уровень);
- описание совокупности элементов и их связей (например, в виде схемы);
- модели элементов и алгоритмы процессов в виде операторов преобразования параметров в элементах, а именно:
  - модели M1 и M2, описывающие состояния комплекса, отражающие положение функциональных элементов,
  - модели M3 алгоритмов функционирования, описывающие последовательность переходов в состояниях комплекса при его функционировании,
  - модели M4 связей параметров элементов,
  - модели M5 стационарных процессов, соответствующих состояниям из M2,
  - модели M6 переходных процессов, соответствующих переходам из M3,

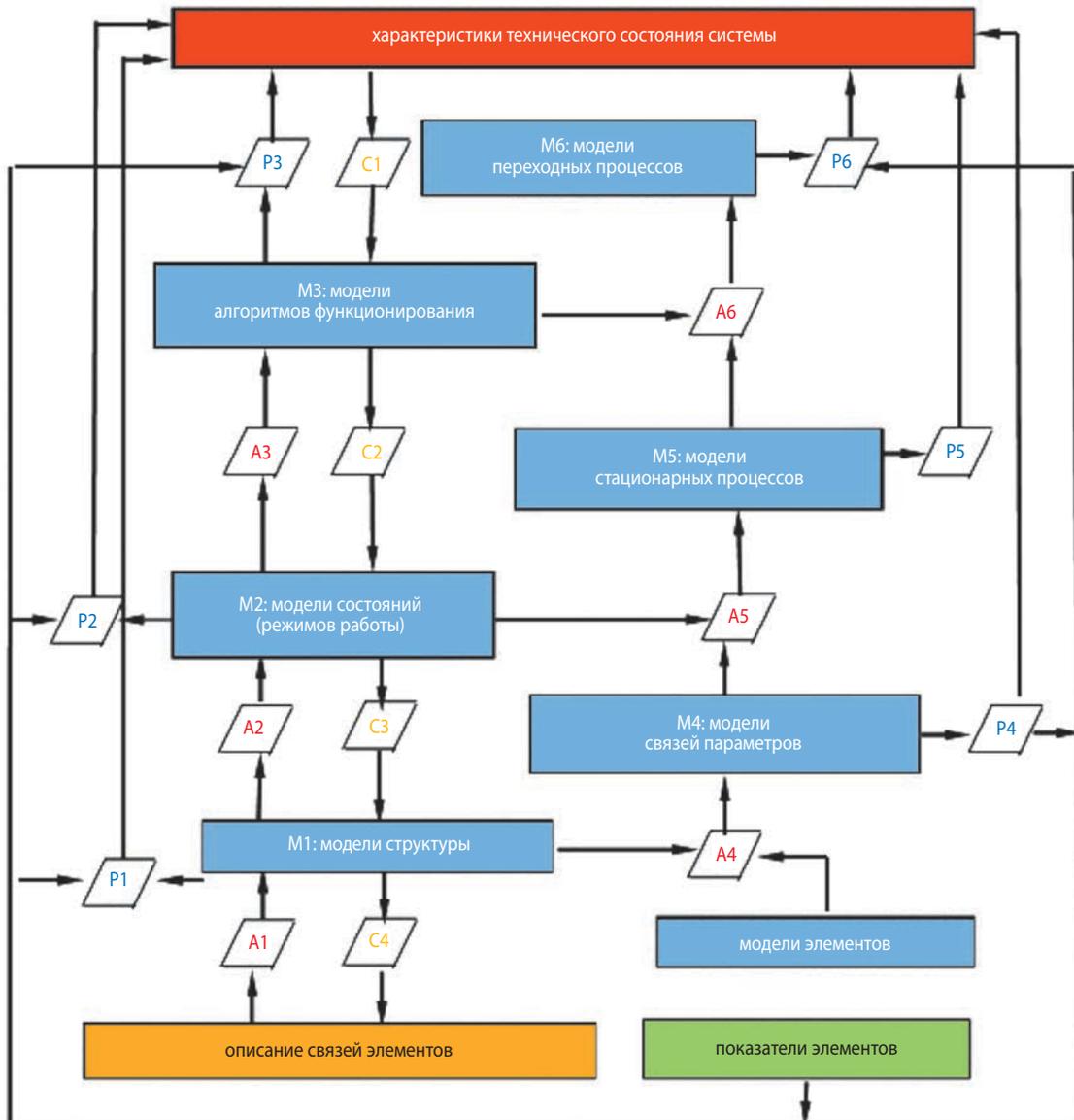


рисунок 1. Схема взаимосвязи моделей и процедур КВА

- алгоритмы математического описания структуры (A1) получения моделей состояний (A2),
- алгоритмы функционирования (A3) связей параметров (A4) стационарных (A5) и переходных (A6) процессов,
- алгоритмы формализации (C1) получения моделей состояний (C2) структуры (C3) и графического представления схемы (C4),
- процедуры (P1–P6) расчёта показателей системы по соответствующим моделям.

Такая схема справедлива для любых объектов РКК и систем мониторинга, а также для любых уровней иерархии. Поэтому в комплексной модели объектов и систем мониторинга каждому уровню иерархии соответствует своя пара «система – элемент», при этом любая система (кроме системы высшего уровня) является элементом вышестоящего смежного уровня, а элемент (кроме элемента самого нижнего уровня) является системой нижележащего смежного уровня.

Эта схема в кибернетической трактовке представляет собой оператор перехода между смежными уровнями иерархии, устанавливающий алгоритмические связи между моделями разных уровней.

Многие задачи проектных исследований (синтеза, анализа и оптимизации) можно представить как переходы в этой схеме от одних показателей и моделей к другим. Реализация принципов декомпозиции позволяет сохранять целостность сложных объектов в системных исследованиях – только в этом случае могут быть осуществлены математически строгие «межмодельные» (в пределах одного уровня иерархии) и «межуровневые» переходы. Последние из упомянутых переходов и образуют логическую основу формализованных процедур синтеза, анализа, оптимизации и оценивания.

## **2. Диагностические модели объектов технологического оборудования РКК**

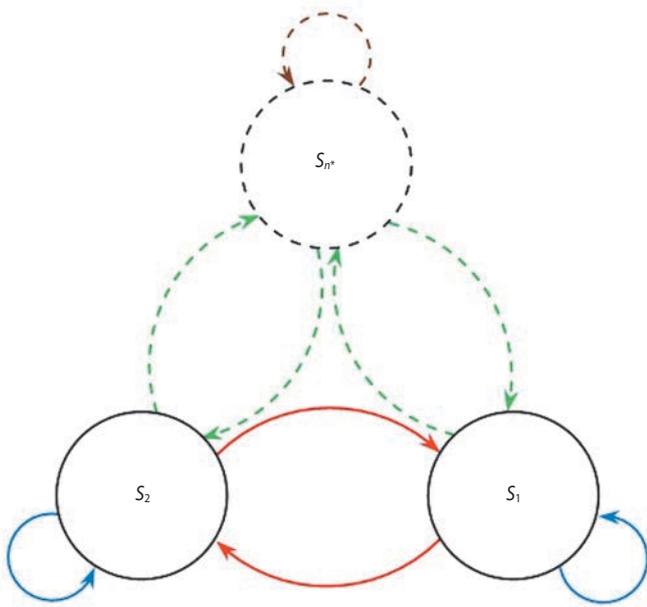
Модели диагностики состояния объекта в объёме процесса мониторинга КВА должны отражать, с одной стороны, функциональные состояния, реализуемые при нормальной эксплуатации исследуемых объектов, и, с другой стороны – нестандартные ситуации, позволяющие идентифицировать такие состояния (Гравченко Ю.А., Козлов В.В., Кукушкин И.О., 2021).

Для выполнения этой задачи следует определить причины перехода объектов в нефункциональные (границные) состояния из-за утраты возможности функционирования отдельными элементами объектов мониторинга (Мозгалеvский А.В., Гаскаров Д.В., 1975).

Отметим, что традиционное понятие «функциональный элемент» не всегда отражает суть процесса функционирования при анализе объектов монито-

ринга. Это является следствием того, что силовой конструктивный элемент также можно считать функциональным, с учётом того, что он воспринимает нагрузки за счёт связей с другими элементами, частично поглощает эти связи, а также передаёт другим элементам или среде, в которой он функционирует. В этом смысле такой элемент позволяет преобразовывать энергию, вещество или информацию. Его функциональное состояние может быть различным и может зависеть от прилагаемой к нему нагрузки, передаваемых ему сил и присутствующих в нём напряжений.

Вопросы обоснования количества и вида информации в средствах контроля и управления ранее обсуждались (Винер Н.С., 1963; Колмогоров А.Н., 1965). Применительно к информационно-управляющим системам ракетно-космической техники вопросы моделирования также уже обсуждались (Дмитриев А.К., 1977; Кузнецов А.Н., 2002). В данных работах подробно представлены проблемы идентификации и технической диагностики. Количество рекомендаций для формирования диагностических моделей РКК весьма ограничено. В частности, вопросы обоснования информации для эргатических систем контроля и управления оборудованием РКК преимущественно направлены на обеспечение и совершенствование показателей эргономичности комплексов. На практике диагностика состояния РКК обычно сопровождается наличием множества контролируемых параметров (Гончар А.Г., Гранкин Б.К., Козлов В.В., Смирнов В.И. и др., 2008). Так, в руководящих документах для РКК содержится лишь перечисление функций (измерение и документирование физических параметров, контроль выполнения технологических операций при работах на РКК, выдача информации о ходе выполнения технологических операций и пр.). В конкретных же технических заданиях на РКК приводятся ссылки на требования нормативно-технических документов (перечень параметров, подлежащих диагностированию, должен соответствовать ГОСТ 20911-89, контролепригодность – ГОСТ 26656-85) и общие рекомендации, а именно: «составные части комплексов должны быть оснащены совместно с системами, комплектами и агрегатами комплекса необходимыми средствами технического диагностирования, позволяющими осуществлять оперативную оценку их технического состояния; номенклатура и количество средств измерений, входящих в систему, должны быть необходимыми и достаточными и обеспечивать измерение их параметров и характеристик с требуемой точностью». Необходимо учитывать, что при формировании параметров диагностирования РКК в настоящее время отсутствуют какие-либо рекомендации



**рисунок 2.** Графическая модель переходов состояний

по соблюдению условий необходимости и достаточности оценивания ТС согласно (РД 50-490-84).

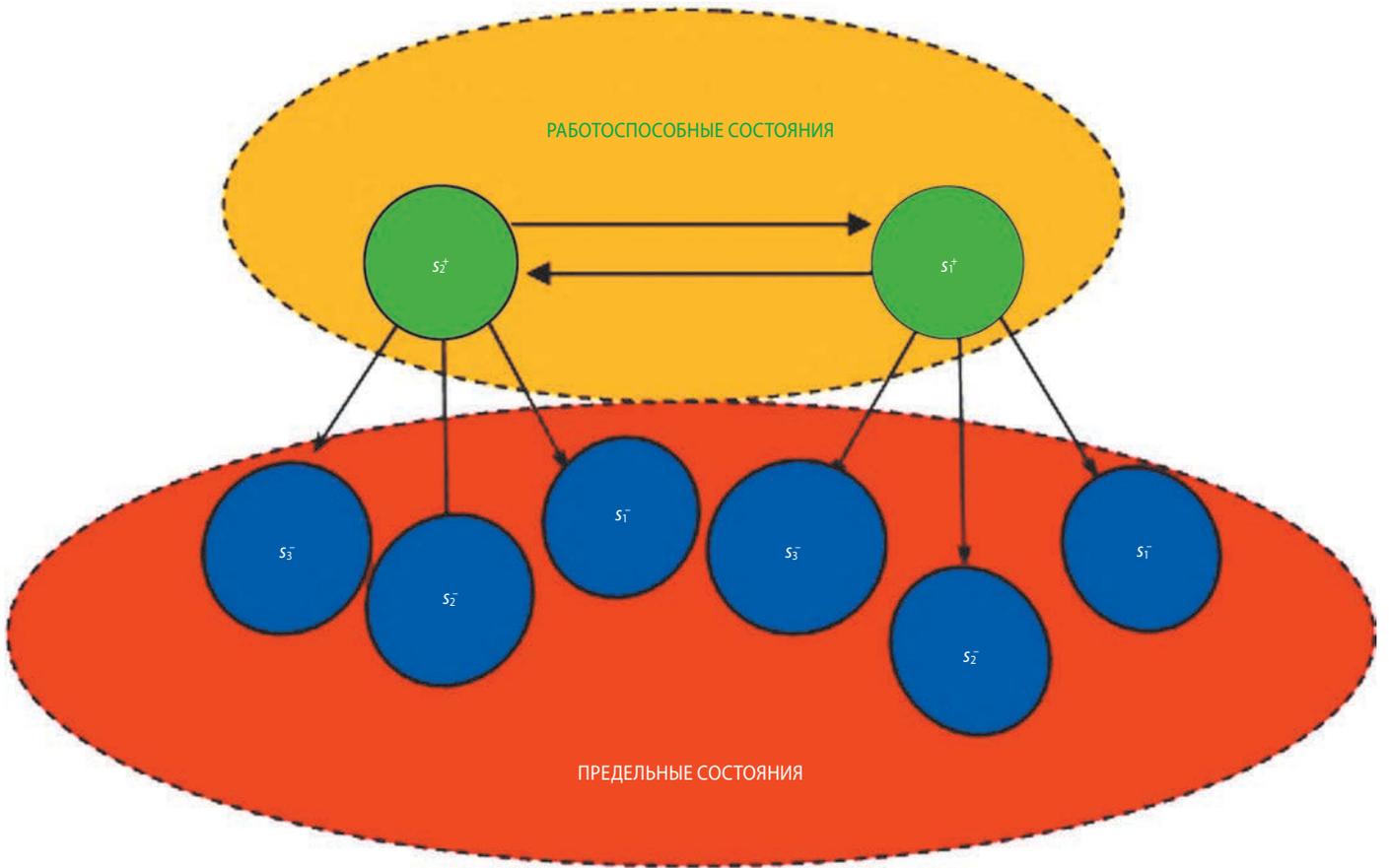
Применительно к РКК вопросы прогнозирования долговечности были уже рассмотрены (Миронов А.Н., 2000), где задача обоснования объёма контролируемой информации для оценивания ТС была методологически представлена принципом минимизации размерности описания, в соответствии с которым объект должен описываться «...минимальным числом переменных и параметров, обеспечивающих заданную точность и достоверность прогноза». Соглашаясь с целесообразностью использования это-

го принципа, заметим, что его конструктивное выполнение возможно лишь при наличии, во-первых, исходного множества характеристик (переменных и параметров), которое предстоит минимизировать, во-вторых, заданных точности и достоверности прогноза.

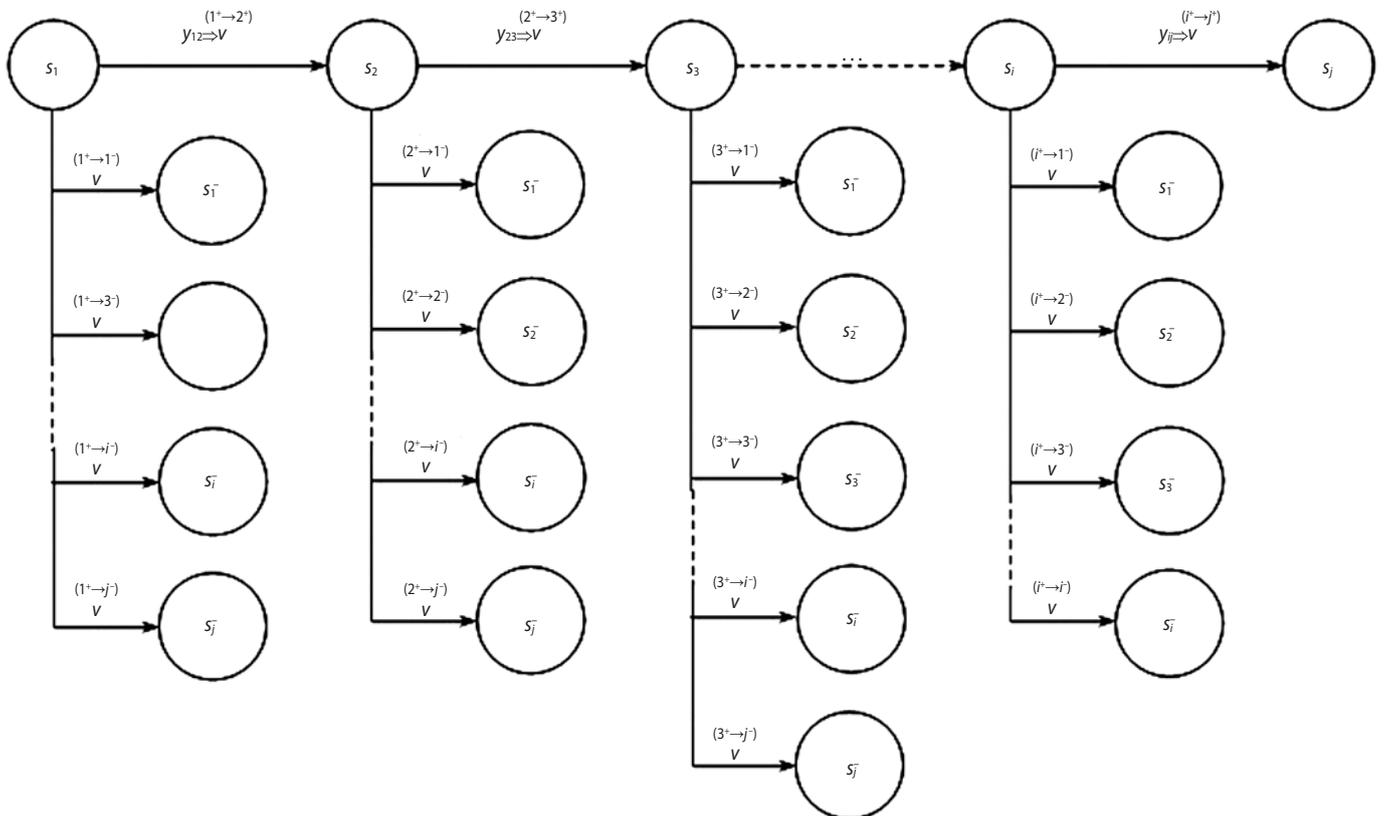
Формирование множества характеристик объектов функционального мониторинга является исходным этапом для создания соответствующей системы функционального мониторинга в рамках КВА. Наиболее важным средством функционального анализа является возможность перечисления конкретных вариантов перехода оборудования РКК в нефункциональные (границные) состояния. Модели диагностики исследуемых объектов в системах их функционального мониторинга должны характеризовать различные состояния оборудования РКК, реализуемые на этапах его штатного функционирования, что позволяет выполнить их идентификацию. Для выполнения этой задачи определяются факторы, сопутствующие переходу объектов в нефункциональное (границное) состояние вследствие утраты работоспособности составных элементов комплекса, от которых зависит его функционирование. Принцип взаимосвязи составных частей РКК и функционирования комплекса в целом заключается в выполнении последовательности преобразований потока энергии, определяемой алгоритмом его управления. В целом процесс функционирования РКК представляет собой серию переходов состояний его структурных элементов в соответствии с заданным алгоритмом (технологическим процессом). Для наиболее распространённого случая, когда элемент  $v_i$  имеет два разных

	$s_1(v_i)$	$s_2(v_i)$	$s_3(v_i)$	...	$s_{n^*}(v_i)$
$s_1(v_i)$		$\begin{matrix} (1 \rightarrow 2) \\ y_{12} \Rightarrow v_i \end{matrix}$	$\begin{matrix} (1 \rightarrow 3) \\ y_{13} \Rightarrow v_i \end{matrix}$	...	$\begin{matrix} (1 \rightarrow n^*) \\ y_{1n^*} \Rightarrow v_i \end{matrix}$
$s_2(v_i)$	$\begin{matrix} (2 \rightarrow 1) \\ y_{21} \Rightarrow v_i \end{matrix}$		$\begin{matrix} (2 \rightarrow 3) \\ y_{23} \Rightarrow v_i \end{matrix}$	...	$\begin{matrix} (2 \rightarrow n^*) \\ y_{2n^*} \Rightarrow v_i \end{matrix}$
$s_3(v_i)$	$\begin{matrix} (3 \rightarrow 1) \\ y_{31} \Rightarrow v_i \end{matrix}$	$\begin{matrix} (3 \rightarrow 2) \\ y_{32} \Rightarrow v_i \end{matrix}$		...	$\begin{matrix} (3 \rightarrow n^*) \\ y_{3n^*} \Rightarrow v_i \end{matrix}$
...	...	...	...	...	...
$s_{n^*}(v_i)$	$\begin{matrix} (n^* \rightarrow 1) \\ y_{n^*1} \Rightarrow v_i \end{matrix}$	$\begin{matrix} (n^* \rightarrow 2) \\ y_{n^*2} \Rightarrow v_i \end{matrix}$	$\begin{matrix} (n^* \rightarrow 3) \\ y_{n^*3} \Rightarrow v_i \end{matrix}$	...	

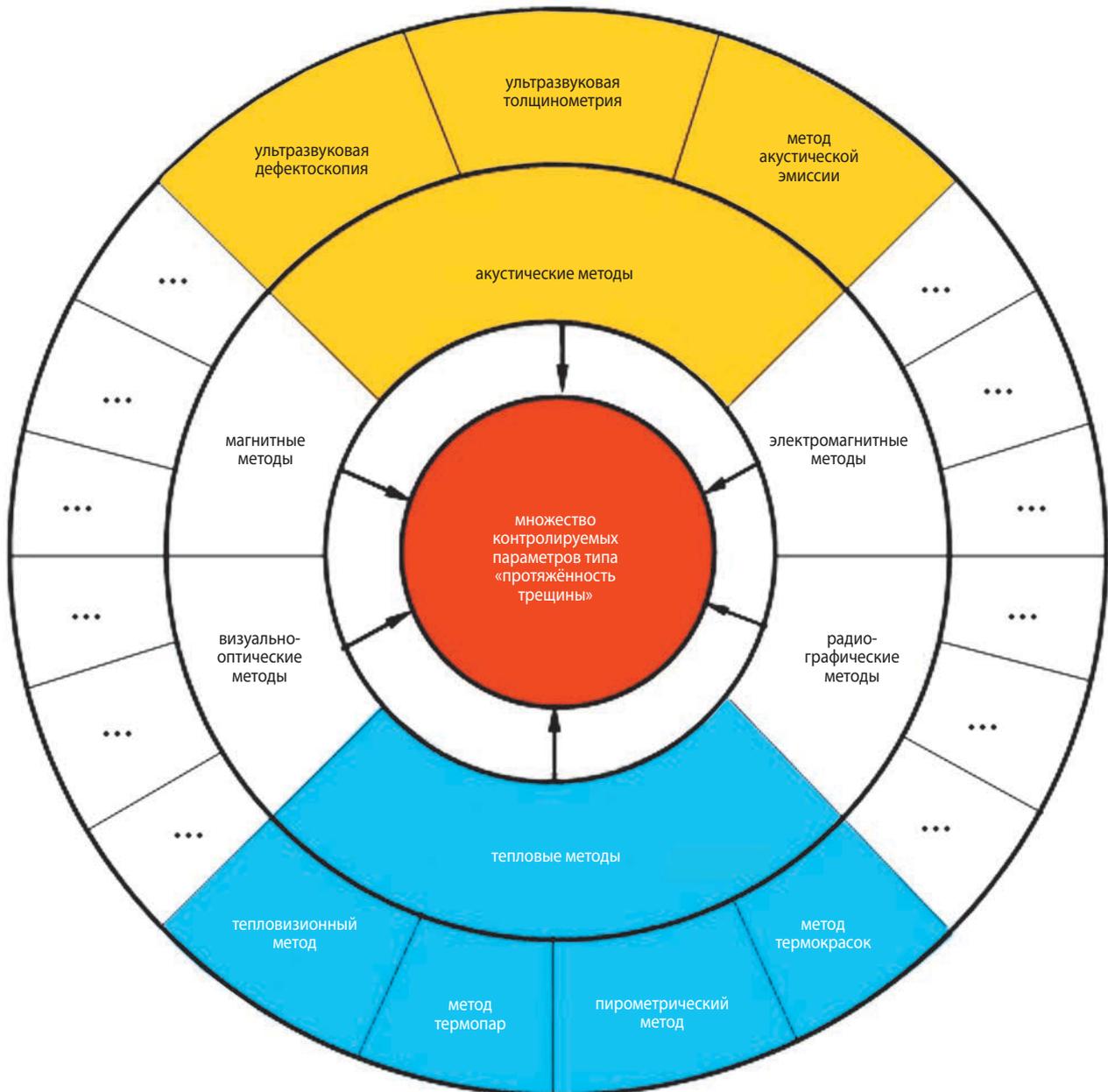
**рисунок 3.** Математическая модель переходов состояний в виде матрицы



**рисунок 4.** Ориентированная графическая модель множества перехода состояний



**рисунок 5.** Дискретная модель дерева функционирования



**рисунок 6.** Объекты, методы и характеристики функционального мониторинга КВА РКК

состояния (рабочее или нет), по аналогии с символической алгебры, удобно использовать следующие обозначения состояний и переходов элементов:

$s(\bar{v}_i)$  – элемент находится в исходном (закрытом, выключенном) функциональном состоянии, где  $s$  – символ состояния элемента  $v_i$ ;

$s(v_i)$  – элемент находится в рабочем (открытом, включённом) функциональном состоянии.

Оба варианта обозначения можно применять, когда возникает граничное состояние элемента. Это означает, что элемент потерял возможность функционировать в случаях когда он находится в функциональном рабочем состоянии (включён, открыт) или в нефункциональном состоянии (выключен, закрыт):

$(s(\bar{v}_i) \rightarrow s(v_i)) \Leftrightarrow \bar{v}_i$  – включение (переход элемента из исходного в рабочее состояние);

$(s(v_i) \rightarrow s(\bar{v}_i)) \Leftrightarrow \bar{v}_i$  – выключение (переход элемента из рабочего в исходное состояние);

$(s(v_i) \rightarrow s(v_i)) \Leftrightarrow (s(\bar{v}_i) \rightarrow s(\bar{v}_i)) \Leftrightarrow 1$  – элемент не участвует в переходе.

В случае наличия у объектов более двух различных состояний для обозначения состояния элементов и их переходов можно использовать символику следующего вида:

$s_k(v_i)$  – для элемента  $v_i$  применимо состояние  $k$  (где  $k$  – номер состояния элемента);

$(s_k(v_i) \rightarrow s_l(v_i)) \Leftrightarrow v_i^{(k \rightarrow l)}$  – для элемента  $v_i$  применим переход из состояния  $s_k(v_i)$  в состояние  $s_l(v_i)$ .

Варианты различных переходов элемента из одного состояния функционирования в другое могут быть отражены в виде ориентированной графической модели  $G_{\text{ПЭ}}(S, Y)$  переходов дискретного конечного автомата, рисунок 2.

На данном рисунке  $S$  – множество вершин данной графической модели (состояний элемента);  $Y$  – множество дуг данной графической модели перехода, описывающих логические условия последовательных переходов элемента из одного состояния в другое.

Графическая модель переходов элементов содержит математическое описание всех возможных переходов, из которых формируются алгоритмы функций элементов. Графическая модель  $G_{\text{ПЭ}}(S, Y)$  перехода элемента соответствует матрице переходов  $M_{\text{ПЭ}}$  (рисунок 3), элементы  $m_k$  которой содержат описания «команд» для реализации переходов  $y_{ij}$  из состояния  $i$  в состояние  $j$ .

Элемент, обладающий возможностью находиться в двух состояниях, описывается в теории надёжности, например, в случае анализа возможности функционирования технических систем длительное время.

Выполнение задач, решаемых в области теории надёжности, связано с поиском показателей надёжности, а также с анализом состояний элемента при его функционировании или в ситуации, когда его функционирование невозможно.

Обозначение состояний элемента связано с принятием индикаторной переменной  $x(v_i)$ , имеющей кодовое значение «1», если элемент обладает возможностью функционировать, и «0» – если такой возможности нет.

$$x(v_i) = \begin{cases} 1, & \text{функционирование элемента } v_i \text{ возможно} \\ 0, & \text{функционирование элемента } v_i \text{ невозможно.} \end{cases}$$

В отличие от определения функциональности элемента или отсутствия условий для обеспечения его функционирования, а также последующего определения вероятности наступления этих событий, которые входят в задачи исследования надёжности, задача данной статьи – выявление причин и последствий состояния, когда функционирование элемента невозможно. Таких причин и следствий для реальных элементов может быть очень много. Предположим, что элемент имеет только два разных состояния (например, «открыто» и «закрыто») и могут быть реализованы два типа сбоев: сбой в открытом состоянии (когда элемент должен быть закрыт) и сбой в закрытом состоянии (когда элемент должен быть открыт). Эти два состояния отражают одно и то же событие в традиционном смысле – невыполнение задачи функционирования, а вот их последствия и диагностические особенности обычно различны.

Например, при эксплуатации гидросистемы, поломка насоса при включении системы менее опасна, чем в случае отключения питания, в то же время поломка силового элемента под нагрузкой более опасна, чем в исходном состоянии, и т.д.

Следовательно, будет правильно исследовать одновременно функциональное и техническое состояние элемента, поскольку определение характеристик ТС в разных условиях функционирования осуществляется с помощью анализа контролируемых параметров. Функциональное состояние элемента отражает способность преобразовывать свойства различного вида передаваемых потоков (материальных и энергетических), а его техническое состояние определяется характеристикам, которые отражены в технической документации на элемент. Поэтому пограничное состояние при функционировании возникает в различных функциональных состояниях.

Считается, что элемент  $v_i$  по своему состоянию сложный, и это учитывается в решении задач, обсуждаемых в статье. Принимается, что элемент  $v_i$  находится в  $n^*$  различных функциональных состояниях  $s_n(v_i)$ .

Тогда в каждом конкретном случае одно из состояний элемента является функциональным, а остальные  $n^*-1$  состояния для данного случая будут рассматриваться как различные граничные состояния, описанные его свойствами.

В дальнейшем в статье используются следующие символы для обозначения состояний и переходов элементов:

$s_k^+(v_i)$  – элемент  $v_i$  функционален (где  $k$  – номер его функционального состояния);

$s_k^-(v_i)$  – элемент  $v_i$  не функционален;

$(s_k^+(v_i) \rightarrow s_l^+(v_i)) \Leftrightarrow v_i^{(k^+ \rightarrow l^+)}$  – элемент  $v_i$  перешёл из одного функционального состояния  $s_k^+(v_i)$  в другое функциональное состояние  $s_l^+(v_i)$ ;

$(s_k^+(v_i) \rightarrow s_l^-(v_i)) \Leftrightarrow v_i^{(k^+ \rightarrow l^-)}$  – элемент  $v_i$  перешёл из функционального состояния  $s_k^+(v_i)$  в нефункциональное состояние  $s_l^-(v_i)$ .

Переходы между состояниями при функционировании осуществляются командами управления, поступающими на элемент в соответствии с определённым алгоритмом выполнения задачи, а переходы в нерабочие состояния получаются в результате наступающей деградации элементов.

Множество вариантов переходов элемента из одного состояния в другое с учётом введённых понятий и обозначений можно отразить в виде ориентированной графической модели перехода  $G_{\text{ПЭ}}^*(S, Y)$  изображенной на рисунке 4.

На данном рисунке:  $S$  – множество вершин графической модели перехода (состояний элемента);  $Y$  – множество дуг графической модели перехода, описывающих условия последовательных переходов из одних состояний в другие.

Тупиковые вершины в графической модели  $G_{\text{ПЭ}}^*(S, Y)$  определяют предельные состояния, в которые переходит элемент в результате поломки его составных частей для последующего этапа декомпозиции. Поэтому можно разделить множество вариантов переходов элемента из одного состояния в другое на следующие непересекающихся подмножества:

- штатных переходов  $Y^+ = \{y_k^+\}_{k^*}$  (где  $k \in K_{\{k^*\}} = \{1, 2, \dots, k^*\}$ );
- переходов в предельные состояния  $Y^- = \{y_p^-\}_{p^*}$  (где  $p \in P_{\{p^*\}} = \{1, 2, \dots, p^*\}$ ).

Для моделирования переходов элемента из одного технического состояния в другое с учётом множества его функциональных состояний необходимо использовать дискретную модель (рисунок 5), выраженную деревом функционирования.

Модель образована деревом, описывающим штатное функционирование элемента. Безотказное функционирование элемента представлено стволом этого дерева, описывающим путь  $L_{\text{ПЭ}}(S^+, Y^+, T)$  штатного функционирования. Тактовое время ациклического графа перехода для заданного алгоритма развёрнуто по оси.

В случае возможных отклонений для описания процесса используется разветвление ствола дерева в каждом  $i$ -м такте функционирования.

Из каждого штатного состояния  $s_n^+$  элемента формируется множество переходов в граничные состояния  $Y_i^- = \{y_{ig}^-\}_{g^*}$ .

Здесь  $g \in G_{\{g^*\}} = \{1, 2, \dots, g^*\}$ , в котором  $g^*$  – число нештатных переходов в  $i$ -м такте функционирования, характеризующие возникающие события отказов (перехода в граничное состояние) элемента.

Приведённые модели помогают описать процессы функционирования объектов РКК при любом его составе. В иерархической структуре комплекса любой его объект в промежуточных уровнях иерархии может быть выделен как составной элемент системы более высокого уровня или как система из элементов более низкого уровня иерархии. Таким образом, для множества возможных характеристик технического состояния объектов РКК необходимо построить такой КВА, который бы содержал совокупность приборов и методов их использования, применение которых было бы наиболее рациональным при контроле характеристик технического состояния элементов РКК (рисунок 6).

## заключение

Анализ различных методов мониторинга в рамках использования КВА РКК поясняет необходимость использования систем контроля технического

состояния в комплексе с учётом физической природы методов исследования. Это позволит добиться избыточного перечня параметров контроля ТС элементов РКК.

Итогом же решения этой задачи будет достижение оптимального состава КВА в составе РКК, а сформированный алгоритм её решения позволит создать комплексные системы мониторинга технического состояния объектов, применяемые при выборе оптимальных КВА как для различных РКК, так и для отдельных элементов этих комплексов.

## список литературы

*Винер Н.С.* Новые глаза кибернетики. М.: Сов. радио, 1963. 63 с.

*Гончар А.Г., Гранкин Б.К., Козлов В.В., Смирнов В.И. и др.* Методология обеспечения безопасности стартовых комплексов. М.: Изд-во КБТМ, 2008. 406 с.

*Гравченко Ю.А., Козлов В.В., Кукушкин И.О.* Модель субъекта эксплуатации ракетно-космической техники // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. № 3. 2021. С. 72-78.

*Дмитриев А.К.* Контроль функционирования больших систем. М.: Машиностроение, 1977. 356 с.

*Колмогоров А.Н.* Три подхода к определению понятия количества информации // Проблемы передачи информации. № 1 М: Изд-во РАН, 1965. С. 3-11.

*Кузнецов А.Н.* Методологические основы анализа функционирования и развития системы эксплуатации космических средств. СПб.: Наука, 2002. 168 с.

*Лоскутов А.И., Назаров А.В., Клыков В.А., Ряхова Е.А. и др.* Нейросетевой подход к контролю технического состояния бортовой радиоэлектронной аппаратуры изделий ракетно-космической техники в условиях многозначности функции выходов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. № 1. 2021. С. 52-59.

*Мионов А.Н.* Теоретические основы и методы многомодельного прогнозирования долговечности сложных военно-технических систем космического назначения. СПб.: ВИКА им. А.Ф. Можайского, 2000. 429 с.

*Мозгалецкий А.В., Гаскаров Д.В.* Техническая диагностика. М.: Высшая школа, 1975. 207 с.

*РД 50-490-84.* Методические указания. Техническая диагностика. Прогнозирование остаточного ресурса машин и деталей по косвенным параметрам. Введ. 24.06.2015. М.: Стандартиформ, 2016. 25 с.

*Статья поступила в редакцию 13.09.2022*

*Статья после доработки 14.09.2022*

*Статья принята к публикации 14.09.2022*

**ПРИНЦИП ФОРМИРОВАНИЯ  
ТЕСТОВЫХ ЛОКАЛЬНЫХ  
ШУМОПОДОБНЫХ ОБЛАСТЕЙ  
НА РАДИОЛОКАЦИОННЫХ  
ИЗОБРАЖЕНИЯХ ПУТЁМ  
ПЕРЕИЗЛУЧЕНИЯ ЗОНДИРУЮЩИХ  
СИГНАЛОВ С ЧАСТИЧНЫМ  
РАЗРУШЕНИЕМ ИХ  
КОГЕРЕНТНОСТИ И ТРЕБОВАНИЯ  
К ТОЧНОСТИ ВРЕМЕННОЙ  
СИНХРОНИЗАЦИИ РАБОТЫ  
РЕТРАНСЛЯТОРА ПРИ РЕШЕНИИ  
ЗАДАЧ РАДИОМЕТРИЧЕСКОЙ  
КАЛИБРОВКИ РАДИОЛОКАТОРОВ  
С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ**

**THE PRINCIPLE OF  
FORMING TEST LOCAL  
NOISE-LIKE AREAS ON  
RADAR IMAGES BY  
RE-EMITTING PROBING  
SIGNALS WITH PARTIAL  
DESTRUCTION OF THEIR  
COHERENCE AND  
THE REQUIREMENTS FOR  
THE ACCURACY OF TIME  
SYNCHRONIZATION OF  
THE REPEATER WHEN SOLVING  
PROBLEMS OF RADIOMETRIC  
CALIBRATION OF SYNTHETIC  
APERTURE RADARS**



**А.Л. Ильин<sup>1</sup>,**  
старший научный  
сотрудник, кандидат  
технических наук,  
vka@mil.ru;  
**A.L. Ilyin**



**А.В. Шульженко<sup>1</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
vka@mil.ru;  
**A.V. Shulzhenko**



**А.Д. Шульженко<sup>1</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
vka@mil.ru;  
**A.D. Shulzhenko**

*В статье рассматривается принцип формирования частичнокогерентных сигналов путём ретрансляции зондирующих импульсов радиолокаторов с синтезированной апертурой с частичным разрушением их когерентности, которые обеспечивают формирование на радиолокационных изображениях тестовых шумоподобных областей в интересах осуществления радиометрической калибровки радиолокационных средств дистанционного зондирования Земли. Обоснованы требования к точности временной синхронизации работы ретранслятора с зондирующими импульсами радиолокатора с синтезированной апертурой.*

*The article discusses the principle of forming partially coherent signals by relaying the probing pulses of radars with a synthesized aperture with partial destruction of their coherence, which provide the formation of test noise-like areas on radar images in the interests of radiometric calibration of radar means of remote sensing of the Earth. The requirements for the accuracy of the time synchronization of the repeater operation with the probing pulses of the synthetic aperture radar are substantiated.*

<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.

*Ключевые слова:*

радиолокатор с синтезированной апертурой;  
радиометрическая калибровка;  
ретранслятор;  
частичнокогерентный сигнал;  
устройство синхронизации.

DOI: 10.26162/LS.2022.58.4.009

## ВВЕДЕНИЕ

К числу основных показателей, характеризующих способность радиолокаторов с синтезированной апертурой (РСА) наблюдать слабоконтрастные площадные объекты, относятся радиометрическое разрешение и радиометрическая чувствительность (Ильин А.Л., Титов К.И., Шульженко А.В., 2014; Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С. Анализ..., 2018; Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С. Методика..., 2018), которые должны быть оценены в процессе калибровки РСА.

Для экспериментального определения этих показателей, как правило, используются однородные тестовые участки местности, обладающие различной удельной эффективной площадью рассеивания. Однако создание таких тестовых площадных объектов и поддержание их радиолокационных характеристик на требуемом уровне является сложной и дорогостоящей задачей.

В то же время, поскольку статистические характеристики радиолокационных изображений (РЛИ) поверхностно-распределённых объектов близки к характеристикам «белого» шума (Ильин А.Л., Титов К.И., Шульженко А.В., 2014; Верба В.С. и др., 2010; Занин К.А., 2020), то калибровка РСА может быть осуществлена путём использования искусственно созданных на РЛИ тестовых шумоподобных зон заданного размера и интенсивности. Такие области на РЛИ могут быть сформированы путём ретрансляции зондирующих импульсов (ЗИ) РСА с частичным разрушением их когерентности (Ильин А.Л., Титов К.И., Шульженко А.В., 2016; Ильин А.Л., Сологуб В.А., Титов К.И., Шульженко А.В., 2017).

## 1. Принцип формирования тестовых шумоподобных областей

Техническая реализация такого рода сигналов возможна на основе использования устройств переизлучения ЗИ РСА – ретрансляторов, отличающихся от известных вариантов исполнения возможностью вносить необходимые искажения в фазовую структуру переизлучаемого сигнала, т.е. формировать и излучать сигналы, частичнокогерентные принятому.

*Key words:*

synthetic aperture radar;  
radiometric calibration;  
repeater;  
partially coherent signal;  
synchronization device.

Формирование частичнокогерентного сигнала (ЧКС) может быть обеспечено путём добавления случайной фазы  $\varphi_{сл}(t)$  в структуру зондирующего сигнала, например через равные промежутки времени  $\tau_k$ . Так, если зондирующий сигнал представляет собой последовательность ЛЧМ-импульсов  $\dot{i}_{лчм}(t)$ , то выражение для ЧКС можно записать в виде:

$$\dot{i}_{чкс}(t) = \dot{i}_{лчм}(t) \cdot \dot{i}_{мф}(t) = U_{лчм}(t) \cdot \exp[j\varphi_{лчм}(t) + \varphi_{сл}(t)],$$

где  $U_{лчм}$  и  $\varphi_{лчм}$  – амплитуда и фаза зондирующего импульса;

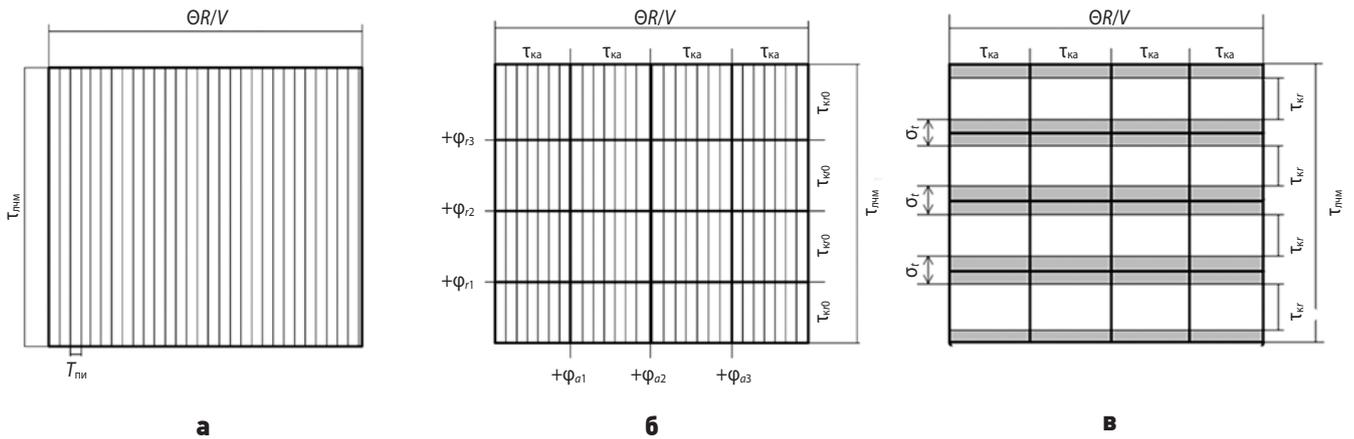
$\dot{i}_{мф}(t) = \exp[j\varphi_{сл}(t)]$  – модулирующая функция единичной амплитуды.

Поскольку радиоголограмма, формируемая РСА по координате азимута, так же, как и по дальности, является ЛЧМ-сигналом, то принцип формирования ЧКС по данной координате аналогичен. В результате разбиения сигнала по обеим координатам на РЛИ может быть сформирована двумерная шумоподобная тестовая область, по которой может быть осуществлена радиометрическая калибровка. На рисунке 1 показан принцип формирования на РЛИ тестовой шумоподобной области при разбиении сигнала на четыре интервала по координате наклонной дальности и на четыре интервала по координате путевой дальности (азимуту).

На рисунке 1а показана структура переизлученного ретранслятором зондирующего сигнала без изменения его структуры. Сигнал представляет собой последовательность ЛЧМ-импульсов длительностью  $\tau_{лчм}$  и периодом повторения  $T_{пн}$  на временном интервале, определяемом угловой шириной диаграммы направленности антенны по азимуту  $\Theta$ , дальностью  $R$  и скоростью носителя  $V$ . Такой сигнал сформирует на РЛИ точечную отметку.

На рисунке 1б показана структура переизлученного ретранслятором сигнала, обеспечивающего формирование двумерной тестовой шумоподобной области. Так, при ретрансляции каждого ЛЧМ-импульса через равные промежутки времени  $\tau_{кр0}$  в сигнал производится добавка случайной фазы  $\varphi_r$  (в данном примере три раза), что приводит к сохранению когерентности по дальности только на каждом из интервалов  $\tau_{кр0}$ . При этом количество разбиений ЗИ составляет  $M = \tau_{лчм} / \tau_{кр0}$ .

**ПРИНЦИП ФОРМИРОВАНИЯ ТЕСТОВЫХ ЛОКАЛЬНЫХ ШУМОПОДОБНЫХ ОБЛАСТЕЙ НА РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ИЗОБРАЖЕНИЯХ ПУТЁМ ПЕРЕИЗЛУЧЕНИЯ ЗОНДИРУЮЩИХ СИГНАЛОВ С ЧАСТИЧНЫМ РАЗРУШЕНИЕМ ИХ КОГЕРЕНТНОСТИ И ТРЕБОВАНИЯ К ТОЧНОСТИ ВРЕМЕННОЙ синхронизАЦИИ РАБОТЫ РЕТРАНСЛЯТОРА...**



**а** – структура переизлучённых ретранслятором ЗИ без изменения их структуры;  
**б** – структура переизлучённых ретранслятором сигналов, обеспечивающих формирование двумерной тестовой шумоподобной области;  
**в** – влияние точности синхронизации ретранслятора на качество тестовой шумоподобной области.

**рисунок 1.** Принцип формирования тестовой шумоподобной области на РЛИ

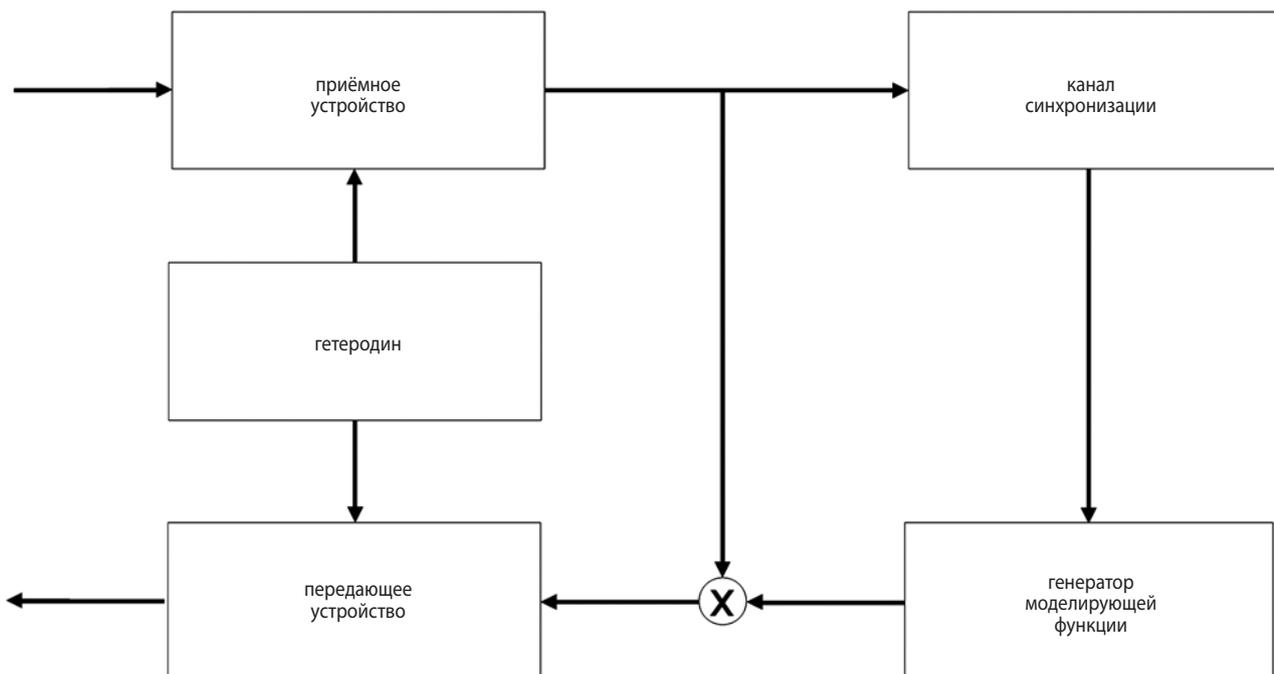
Если закон изменения случайной фазы по дальности сохраняется в каждом ЗИ, то когерентность сигнала по азимуту сохраняется на всем интервале наблюдения  $\Theta R/V$ . Для формирования двумерной тестовой области по координатам наклонной дальности и азимуту необходимо сохранить когерентность по координате азимута только на требуемом интервале  $\tau_{ка}$ , т.е. закон изменения случайной фазы по дальности должен сохраняться лишь в  $N=\tau_{ка}/T_{пи}$  последовательных импульсах. При этом необходимое разрушение когерентности достигается введением дополнитель-

ной случайной фазы  $\phi_a$  через равные интервалы времени  $\tau_{ка}$ , т.е. в каждую пачку  $N$ -импульсов (в данном примере три раза).

Результатом применения ЧКС является формирование на РЛИ тестовой шумоподобной области, размеры которой составляют по дальности и азимуту:

$$\Delta R_{обл} \approx M \cdot \delta_r, \Delta X_{обл} \approx N \cdot \delta_x, \quad (1)$$

где  $\delta_r$  и  $\delta_x$  – величины элемента разрешения по координатам наклонной и путевой дальности соответственно.



**рисунок 2.** Обобщённая структурная схема устройства формирования ЧКС с каналом синхронизации

При этом когерентность ретранслируемого сигнала должна быть сохранена на интервалах:

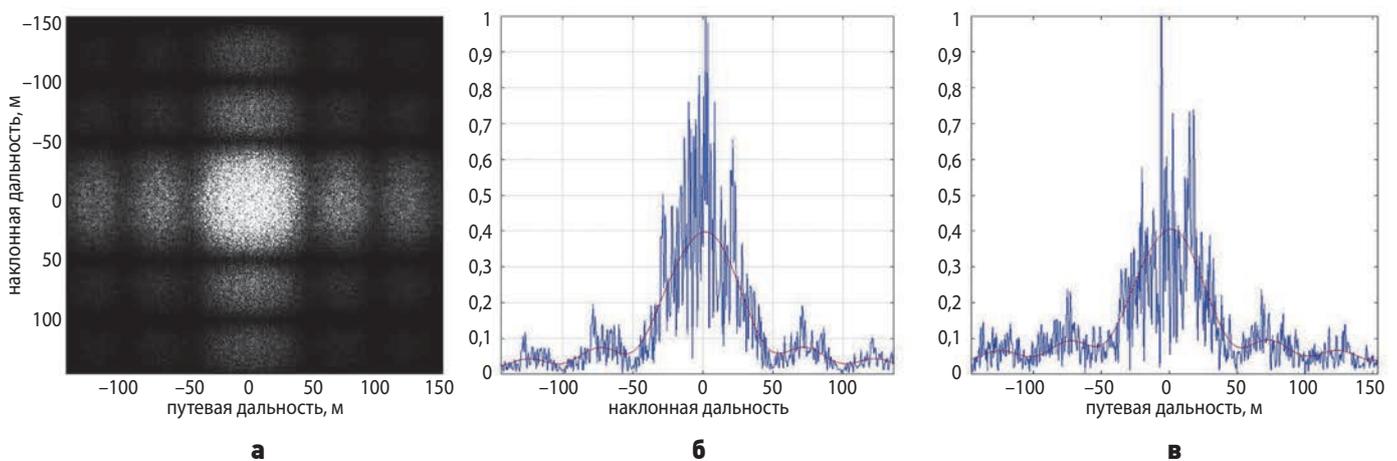
$$\tau_{kr} = \frac{\tau_{лчм} \delta_r}{\Delta R_{обл}}; \quad (2)$$

$$\tau_{кx} = \frac{T_s \delta_x}{\Delta X_{обл}},$$

где  $T_s$  – интервал синтезирования РСА, обеспечивающий пространственное разрешение  $\delta_x$ .

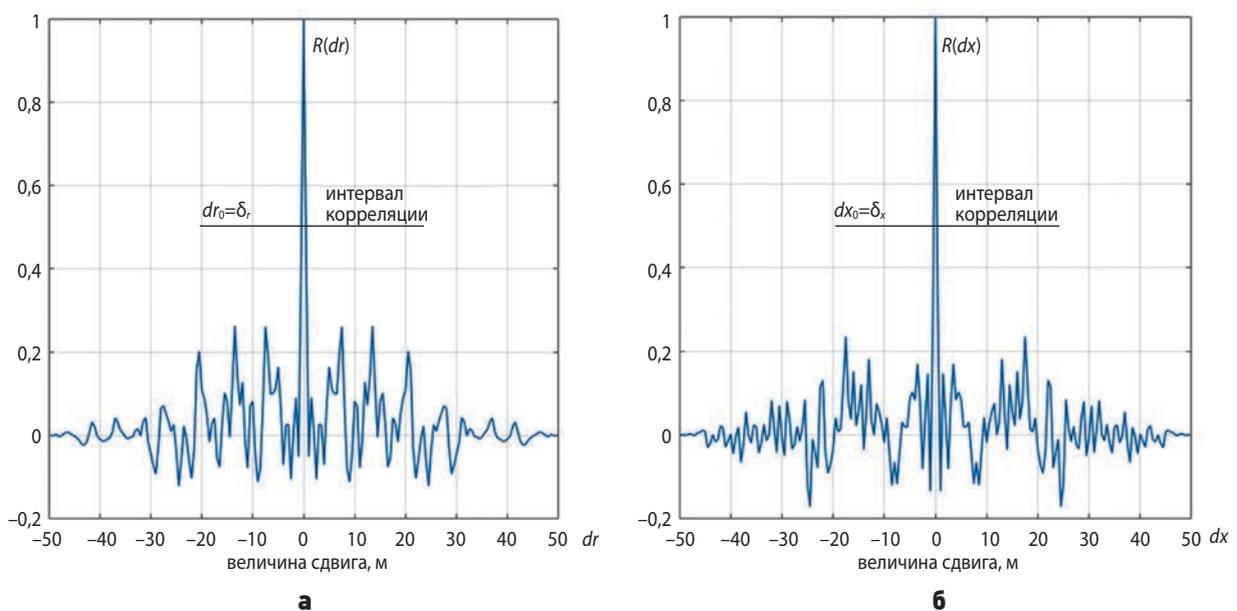
Более подробно принцип и алгоритм формирования тестовой шумоподобной области на основе ретрансляции ЗИ с частичным разрушением их когерентности (формирование ЧКС), а также результаты

моделирования РЛИ тестовых шумоподобных областей, предназначенных для осуществления радиометрической калибровки РСА, представлены в работах (Ильин А.Л., Титов К.И., Шульженко А.В., 2016; Ильин А.Л., Сологуб В.А., Титов К.И., Шульженко А.В., 2017). В то же время эти материалы не затрагивали технических ограничений и погрешностей, возникающих при формировании тестовых шумоподобных областей на РЛИ. Так, при формировании и излучении ретранслятором ЧКС возникает необходимость синхронизации работы устройства, обеспечивающего изменение структуры ретранслируемого сигнала – генератора модулирующих функций (ГМФ), с моментами прихода ЗИ на ретранслятор.



**а** – двумерное РЛИ тестовой шумоподобной области; **б** – сечение тестовой области по координате наклонной дальности; **в** – сечение тестовой области по координате путевой дальности.

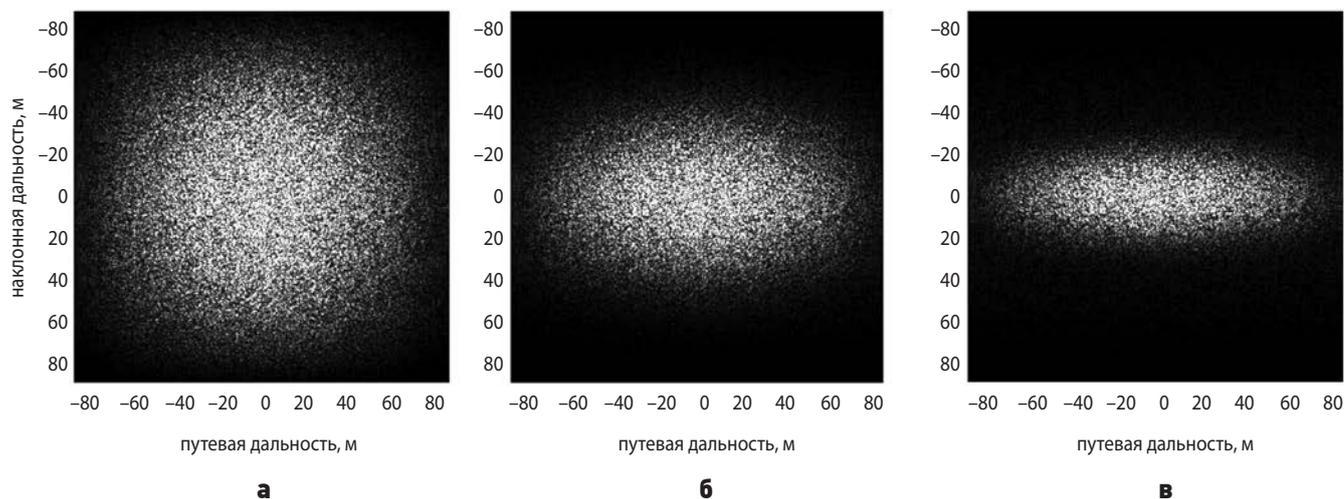
**рисунок 3.** Модельное РЛИ тестовой шумоподобной области



**а** – корреляционная функция по координате наклонной дальности; **б** – корреляционная функция по координате путевой дальности.

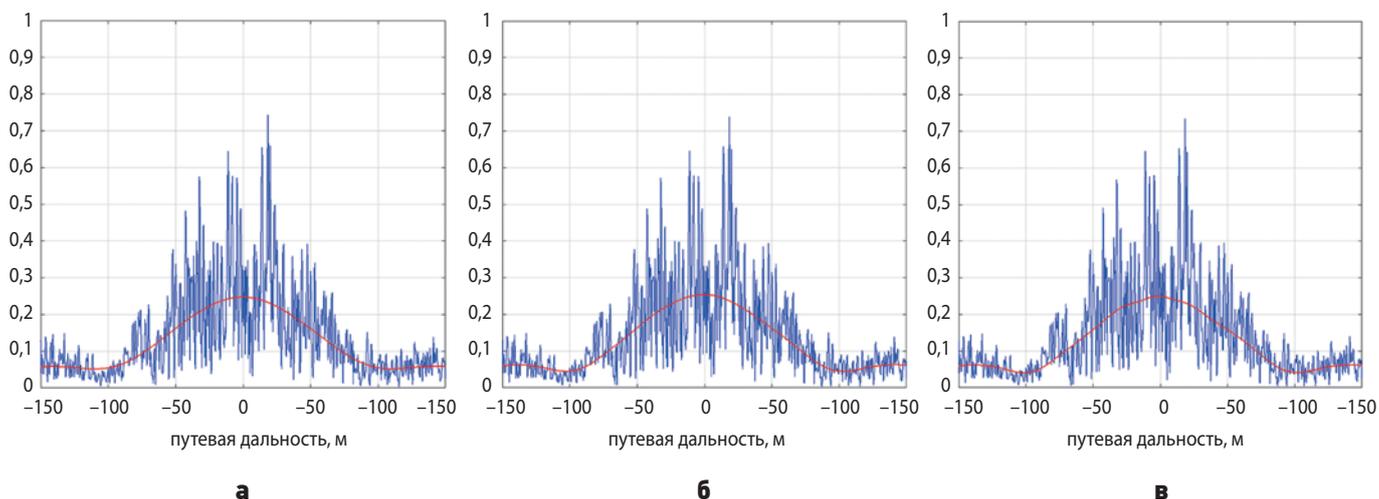
**рисунок 4.** Нормированная корреляционная функция тестовой шумоподобной области

**ПРИНЦИП ФОРМИРОВАНИЯ ТЕСТОВЫХ ЛОКАЛЬНЫХ ШУМОПОДОБНЫХ ОБЛАСТЕЙ НА РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ИЗОБРАЖЕНИЯХ ПУТЁМ ПЕРЕИЗЛУЧЕНИЯ ЗОНДИРУЮЩИХ СИГНАЛОВ С ЧАСТИЧНЫМ РАЗРУШЕНИЕМ ИХ КОГЕРЕНТНОСТИ И ТРЕБОВАНИЯ К ТОЧНОСТИ ВРЕМЕННОЙ синхронизации РАБОТЫ РЕТРАНСЛЯТОРА...**



**а** –  $K_{\text{отн}}=0$  ( $\sigma_t=0$  нс), ошибки синхронизации отсутствуют;  
**б** –  $K_{\text{отн}}=0,25$  ( $\sigma_t=12,5$  нс); **в** –  $K_{\text{отн}}=0,25$  ( $\sigma_t=25$  нс).

**рисунок 5.** Модельные РЛИ тестовой шумоподобной области при различных значениях СКО ошибок синхронизации



**а** –  $K_{\text{отн}}=0$  ( $\sigma_t=0$  нс), ошибки синхронизации отсутствуют;  
**б** –  $K_{\text{отн}}=0,25$  ( $\sigma_t=12,5$  нс); **в** –  $K_{\text{отн}}=0,25$  ( $\sigma_t=25$  нс).

**рисунок 6.** Сечения РЛИ тестовой области по координате путевой дальности при различных значениях СКО ошибок синхронизации

## 2. Требования, предъявляемые к устройству синхронизации

В общем виде структурная схема устройства формирования ЧКС, на основе ретранслятора ЗИ, представлена на рисунке 2.

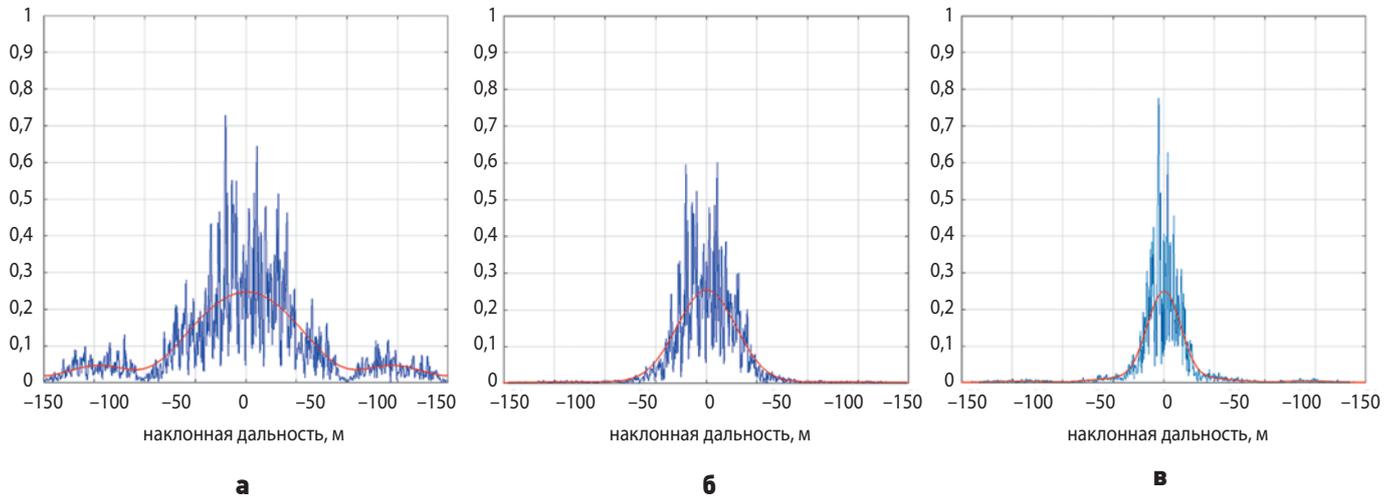
На канал синхронизации должно быть возложено выполнение следующих задач:

- обнаружение зондирующего импульса РСА на фоне шумов;
- определение с необходимой точностью момента поступления ЗИ;
- запуск генератора модулирующей функции для формирования ЧКС.

В силу наличия шумов, пологости переднего фронта импульса и т.д. точность синхронизации ЗИ и ретранслируемого ЧКС будет носить случайный характер (Левин Б.Р., 1989), что не может не отразиться на характеристиках создаваемой на РЛИ тестовой области.

Ошибки определения момента регистрации переднего фронта ЗИ приводят к тому, что размер РЛИ тестовой области по координате азимута остаётся постоянным, а по координате наклонной дальности существенно зависит от величины указанных ошибок.

Причину этого иллюстрирует рисунок 1в. При наличии ошибок определения моментов прихода ЗИ



**а** –  $K_{\text{отн}}=0$  ( $\sigma_t=0$  нс), ошибки синхронизации отсутствуют; **б** –  $K_{\text{отн}}=0,25$  ( $\sigma_t=12,5$  нс); **в** –  $K_{\text{отн}}=0,25$  ( $\sigma_t=25$  нс).

**рисунок 7.** Сечения РЛИ тестовой области по координате наклонной дальности при различных значениях СКО ошибок синхронизации

модулирующая функция  $i_{\text{мф}}(t)$  будет испытывать случайные колебания относительно реального фронта импульса во временной области, определяемой среднеквадратическим отклонением (СКО) этого случайного процесса  $\sigma_t$ . В результате в этих областях не будет происходить эффективного синтеза РЛИ при свертке по азимуту.

Для анализа влияния случайного характера точности временной синхронизации на характеристики тестовых шумоподобных областей были использованы методы имитационного моделирования. В ходе имитационного моделирования оценивались семантические свойства РЛИ, формируемых в результате приёма и обработки частичнокогерентных сигналов при различных значениях ошибок временной синхронизации работы ретранслятора, определяемых СКО этого случайного процесса  $\sigma_t$ .

В таблице представлены характеристики космического РСА  $X$ -диапазона, принятые при моделировании.

**таблица** – Характеристики космического РСА, принятые при моделировании

№ п/п	наименования характеристик	значения
1	высота орбиты $H$ , км	700
2	наклонная дальность до ретранслятора $R_p$ , км	1000
3	размер антенны, м	
	- продольный $D_x$	14
	- вертикальный $D_y$	5
4	длина волны $\lambda$ , м	0,03
5	длительность ЛЧМ-импульса $\tau_{\text{лчм}}$ , мкс	10
6	пространственное разрешение, м	
	- по наклонной дальности $\delta_r$	0,5
	- по путевой дальности (азимуту) $\delta_x$	0,5

Пример модельного РЛИ тестовой шумоподобной области, сформированного без учёта ошибок временной синхронизации, представлен на рисунке 3а. На рисунке 3б показано сечение области по координате наклонной дальности и на рисунке 3в – путевой дальности. При моделировании размеры тестовой области по обеим координатам задавались равными  $\Delta R_{\text{обл}}=\Delta X_{\text{обл}}=50$  м. При этом интервалы когерентности соответствовали величинам  $\tau_{\text{кв0}}=0,1$  мкс и  $\tau_{\text{ка}}=0,013$  с.

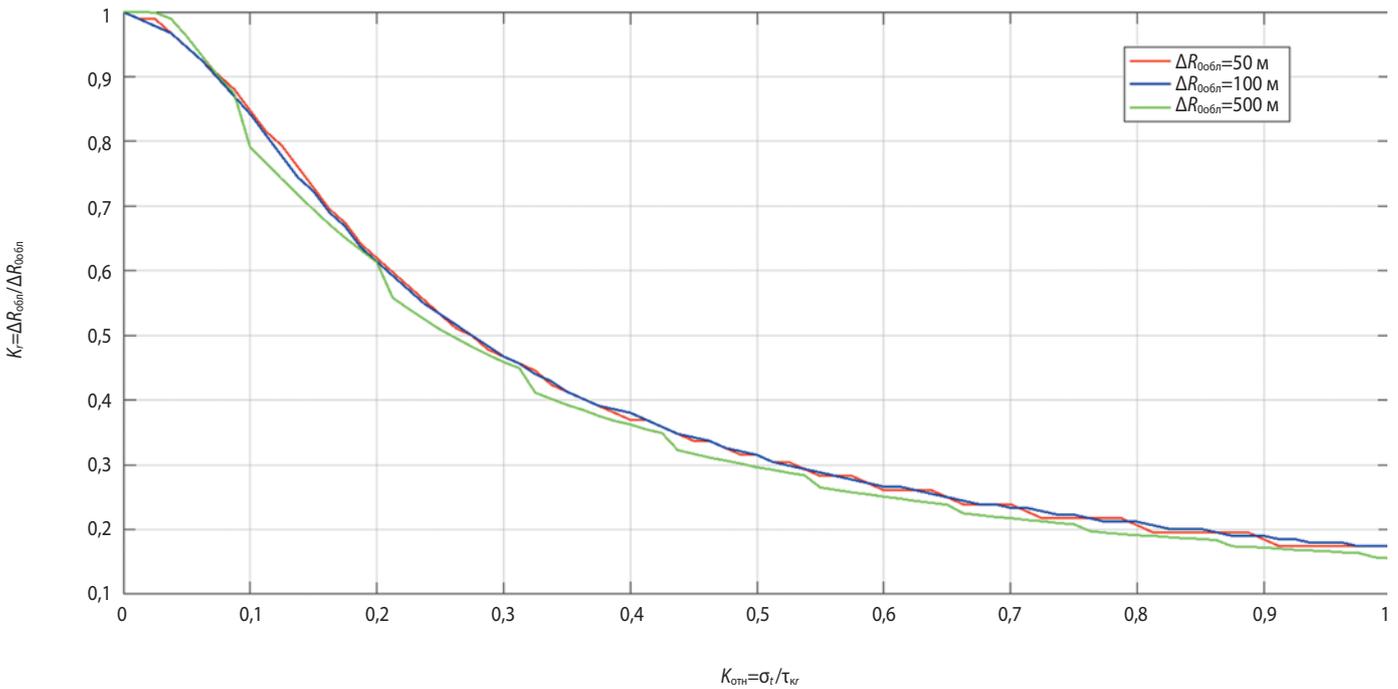
За центр системы координат на представленном и последующих рисунках выбрано расположение ретранслятора. При моделировании собственная задержка в прохождении сигнала по трактам ретранслятора полагалась постоянной и не учитывалась. Измерения геометрических размеров тестовых шумовых областей производились по усредённому амплитудному РЛИ (на сечениях представлены красным цветом) по уровню 0,7.

На рисунке 4 показаны нормированная корреляционная характеристика флюктуаций изображения тестовой области по координатам наклонной и путевой дальности.

Анализ представленных зависимостей показывает, что интервал корреляции высокочастотных флюктуаций РЛИ тестовой области по обеим координатам равен величине пространственного разрешения РСА, что свидетельствует о шумоподобном характере представленных изображений.

При моделировании ошибок временной синхронизации работы ретранслятора полагалось, что момент определения переднего фронта ЗИ является случайной величиной, распределённой по нормальному закону с различными величинами СКО и средним

**ПРИНЦИП ФОРМИРОВАНИЯ ТЕСТОВЫХ ЛОКАЛЬНЫХ ШУМОПОДОБНЫХ ОБЛАСТЕЙ НА РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ИЗОБРАЖЕНИЯХ ПУТЁМ ПЕРЕИЗЛУЧЕНИЯ ЗОНДИРУЮЩИХ СИГНАЛОВ С ЧАСТИЧНЫМ РАЗРУШЕНИЕМ ИХ КОГЕРЕНТНОСТИ И ТРЕБОВАНИЯ К ТОЧНОСТИ ВРЕМЕННОЙ СИНХРОНИЗАЦИИ РАБОТЫ РЕТРАНСЛЯТОРА...**



**рисунок 8.** Зависимость размера тестовой области по координате наклонной дальности от величины СКО ошибки  $\sigma_t$ ,

значением, равным истинному моменту определения фронта импульса (Занин К.А., Москатиньев И.В., 2021). Для удобства был введен коэффициент, связывающий СКО ошибки определения переднего фронта зондирующего импульса  $\sigma_t$  со временем когерентности сигнала по наклонной дальности  $\tau_{kr0}$ :

$$K_{отн} = \sigma_t / \tau_{kr0}.$$

СКО ошибки определения момента прихода ЗИ задавалось в диапазоне  $0 \leq \sigma_t \leq \tau_{kr0}$ , что соответствует коэффициенту  $0 \leq K_{отн} \leq 1$ . Так, на рисунке 5 представлены модельные РЛИ тестовых шумоподобных областей, полученных при  $\Delta R_{obl} = \Delta X_{obl} = 100$  м, но с разными значениями коэффициента  $K_{отн}$ .

На рисунке 6 показаны сечения центральной области представленных РЛИ по координате путевой дальности (азимута), а на рисунке 7 – сечения по координате наклонной дальности. Красным цветом выделены осреднённые значения амплитуды сигнала.

Анализ рисунков 5–7 показывает, что размер РЛИ тестовой шумоподобной области по координате азимута не зависит от величины СКО определения переднего фронта зондирующего импульса, в то время как, размер области по координате наклонной дальности от указанного параметра зависит существенно. При этом из рисунков 6 и 7 видно, что среднее значение амплитуды (на графиках обозначено красным цветом) при уменьшении размеров области по координате наклонной дальности не уменьшается, т.е. часть энергии ретранслируемых сигналов сосредоточивается на РЛИ по координате азимута.

На рисунке 8 представлена зависимость размера тестовой области по координате наклонной дальности от величины ошибки определения переднего фронта зондирующего импульса, СКО которой, как и ранее, выражается через коэффициент  $K_{отн} = \sigma_t / \tau_{kr0}$  для различных размеров формируемой области ( $\Delta R_{obl}$ ).

Из графиков, представленных на рисунке 8, следует, что степень ухудшения размера тестовой области ( $K_r = \Delta R_{obl} / \Delta R_{0obl}$ ) по координате наклонной дальности, определяемая отношением величины реализуемого на РЛИ размера области ( $\Delta R_{obl}$ ) к задаваемому при моделировании размеру ( $\Delta R_{0obl}$ ), зависит от соотношения точности временной синхронизации, определяемой величиной  $\sigma_t$ , к интервалу когерентности  $\tau_{kr}$ . В свою очередь, величина интервала когерентности  $\tau_{kr}$  выбирается исходя из требуемого размера тестовой области по дальности в соответствии с выражением (1) и при равных значениях  $\tau_n$  и  $\delta_r$  имеет с ним линейную зависимость. Следовательно, степень ухудшения размера тестовой области по наклонной дальности  $K_r$  независимо от задаваемого размера  $\Delta R_{obl}$  определяется точностью временной синхронизации  $\sigma_t$  ГМФ с моментом прихода зондирующего импульса. Указанные зависимости также свидетельствуют, что при фиксированном значении СКО  $\sigma_t$  линейное ухудшение размера тестовой области ( $d\Delta R = \Delta R_{0obl} - \Delta R_{obl}$ ) (растёт при стремлении обеспечить на РЛИ большие размеры тестовой площадки).

Определим требования к необходимой точности временной синхронизации. Будем считать, что допустимым является ухудшение размеров тестовой области по координате наклонной дальности не более 15% ( $K_{\geq 0/085}$ ). Как видно из графиков, представленных на рисунке 7, данное требование достигается при величине коэффициента  $K_{\text{отн}} \leq 0,1$ . Таким образом, учитывая выражение (2), требования к точности временной синхронизации можно представить выражением:

$$\sigma_t \leq 0,1 \cdot \tau_{\text{лчм}} \cdot \delta_r / \Delta R_{\text{обл}}$$

т.е. требования к точности временной синхронизации работы ретранслятора возрастают для РСА с наименьшей длительностью зондирующего импульса  $\tau_{\text{лчм}}$ , обладающих лучшим пространственным разрешением  $\delta_r$ , при росте необходимого размера тестовой области  $\Delta R_{\text{обл}}$  по координате наклонной дальности.

Последнее выражение позволяет сделать количественные оценки необходимой точности временной синхронизации момента запуска ГМФ с моментом обнаружения зондирующего импульса. Так, например, при  $\tau_{\text{лчм}} = 10$  мкс,  $\delta_r = 0,5$  м СКО момента обнаружения ЗИ должно быть не более:

$$\sigma_t \leq 10 \text{ нс для } \Delta R_{\text{обл}} = 50 \text{ м;}$$

$$\sigma_t \leq 5 \text{ нс для } \Delta R_{\text{обл}} = 100 \text{ м;}$$

$$\sigma_t \leq 1 \text{ нс для } \Delta R_{\text{обл}} = 500 \text{ м.}$$

Очевидно, что предъявляемые требования к точности определения момента прихода зондирующего импульса весьма высокие. Тем не менее, указанная точность временной синхронизации может быть получена, например, путём реализации устройства синхронизации на основе согласованного фильтра, обеспечивающего временную привязку по корреляционному пику на выходе фильтра, настроенного на параметры зондирующего сигнала.

## заключение

Предлагаемый принцип формирования частичнокогерентных сигналов обеспечивает на РЛИ формирование тестовых шумоподобных областей, которые могут быть использованы в интересах радиометрической калибровки радиолокационных средств дистанционного зондирования Земли. Техническая реализация такого рода сигналов возможна за счёт применения ретрансляторов, обеспечивающих дополнительную фазовую модуляцию ретранслируемых импульсов. Обоснованные требования к устройству временной синхронизации работы ретранслятора могут быть использованы при проектировании активных средств калибровки и разработки методик их применения.

## список литературы

*Верба В.С. и др.* Радиолокационные системы землеобзора космического базирования. М.: Радиотехника, 2010. 675 с.

*Занин К.А.* Обобщённый метод определения разрешающей способности радиолокатора с синтезированием апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С. 4-12.

*Занин К.А., Москатиньев И.В.* Основные подходы к априорной оценке качества сквозного информационного тракта космического радиолокатора с синтезированием апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 2. С. 8-16.

*Ильин А.Л., Сологуб В.А., Титов К.И., Шульженко А.В.* Использование ретрансляторов для радиометрической калибровки радиолокаторов с синтезированной апертурой антенны // Труды XXX всероссийского симпозиума «Радиолокационное исследование природных сред» / Под общ. ред. И.В. Сахно. СПб.: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2017. Т. 4. С. 126-130.

*Ильин А.Л., Титов К.И., Шульженко А.В.* Алгоритм формирования частично-когерентного сигнала для калибровки радиолокаторов с синтезированной апертурой // Сборник алгоритмов и программ прикладных задач. СПб.: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2016. Вып. 33. С. 160-165.

*Ильин А.Л., Титов К.И., Шульженко А.В.* Использование экспериментальных данных для оценки влияния некогерентного осреднения на дешифровочные свойства радиолокационных изображений // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. СПб.: ВКА, 2014. Вып. № 645. С. 113-116.

*Левин Б.Р.* Теоретические основы статистической радиотехники. М.: Радио и связь, 1989. 656 с.

*Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С.* Анализ зависимости параметров космического радиолокатора с синтезированной апертурой от режима его работы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 55-63.

*Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С.* Методика расчёта зависимости базовых параметров космических радиолокаторов с синтезированной апертурой от высоты полёта и наклона плоскости орбиты носителя // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 4. С. 80-87.

*Статья поступила в редакцию 01.09.2022*

*Статья после доработки 02.09.2022*

*Статья принята к публикации 02.09.2022*

## 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. 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, заключение комиссии по экспортному контролю и рецензии.

3. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.

4. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи должен быть не менее 12 и не более 17 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.

5. 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.

6. Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **A4**.

7. Набирать текст и формулы необходимо в **MS Word**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.

8. Формулы набираются латинским алфавитом, размер шрифта 14. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.

9. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.

10. 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.

11. 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).

12. 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.

13. 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»**

редактор В.В. Ефанов

корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова

вёрстка А.Ю. Титова

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –

«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»

подписано в печать 07.11.2022. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 8,1 печ. л. тираж 250 экз. цена свободная

отпечатано с готового оригинал-макета в ООО «Вертола»  
424004, Республика Марий Эл, г. Йошкар-Ола, ул. Льва Толстого, д. 45

ракета  
космического  
назначения  
тяжёлого класса



космический  
аппарат



спускаемый  
аппарат



орбитальный  
аппарат



аэростатный  
модуль



посадочный  
модуль



орбита Земли

орбита Венеры

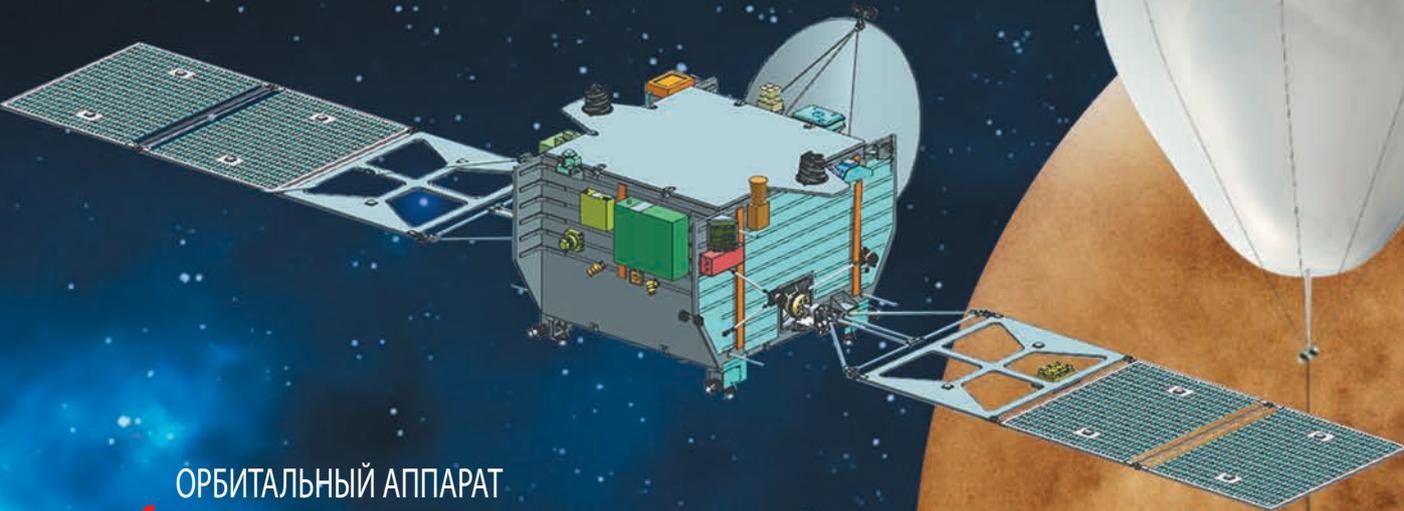
суточная орбита ОА

- 1** запуск
- 2** выход на низкую околоземную орбиту, отделение РБ
- 3** начало перелёта Земля – Венера
- 4, 5, 6** коррекция траектории КА
- 7** закрутка, отделение СА и дополнительных полезных нагрузок
- 8** манёвр увода ОА
- 9.1, 9.2** передача информации с СА на ОА
- 10** маневр торможения СА
- 11** выход ОА на рабочую орбиту
- 12** приём ТМИ и НИ с ПМ, ТАМ и ДПН
- 13** передача информации с ОА на НКУ, выполнение научной программы ОА

# СХЕМА ПЕРЕЛЁТА ЗЕМЛЯ – ВЕНЕРА

# ЗАДАЧИ КОМПЛЕКСА НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ

развитие фундаментальных исследований,  
проведённых ранее автоматическими  
межпланетными станциями,  
на новом технологическом уровне



## ОРБИТАЛЬНЫЙ АППАРАТ

- 1** исследование динамики и природы суперротации атмосферы, теплового баланса, ионосферы, электрической активности
- 2** детальное исследование термической структуры атмосферы и ветра
- 3** измерение состава атмосферы
- 4** поиск вулканической активности на ночной стороне  
и другие

## АЭРОСТАТ

- 1** метеопараметры, динамика, аэрозоль, сейсмика
- 2** измерение электромагнитного и звуковых сигналов грозовой активности в атмосфере
- 3** прямые наблюдения атмосферы
- 4** поиск возможной обитаемости атмосферы  
и другие

## ПОСАДОЧНЫЙ АППАРАТ

- 1** изучение элементного и минералогического состава поверхности и подповерхностного материала
- 2** исследование взаимодействия поверхности и атмосферы, структуры и химического состава нижней атмосферы, содержание малых газовых составляющих и инертных газов, а также изотопов
- 3** поиск грозовой и сейсмической активности
- 4** образцы атмосферы и снимки поверхности во время спуска, поиск возможной жизни  
и другие

