



ВЕСТНИК

НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА

ISSN 2075-6941

1
5
2021
январь
м а р т

28 ФЕВРАЛЯ
2021 ГОДА
С КОСМОДРОМА
БАЙКОНУР

РАКЕТОЙ-НОСИТЕЛЕМ
СОЮЗ-2.1Б
С РАЗГОННЫМ БЛОКОМ

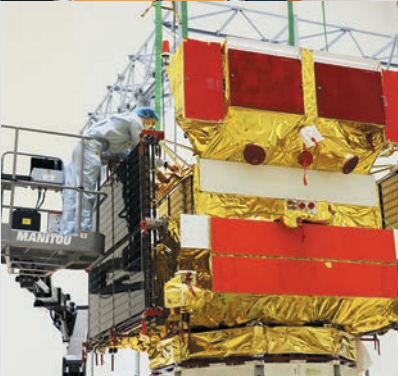
ФРЕГАТ

УСПЕШНО ВЫВЕДЕН
НА РАБОЧУЮ ОРБИТУ ТИПА МОЛНИЯ
НОВЫЙ
ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИЙ
ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЙ
КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ

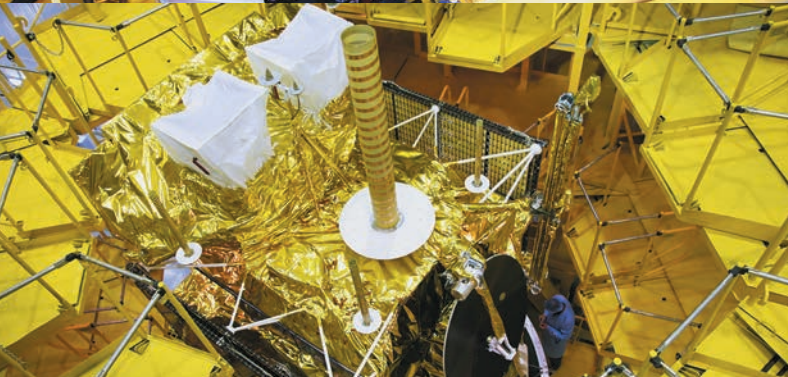
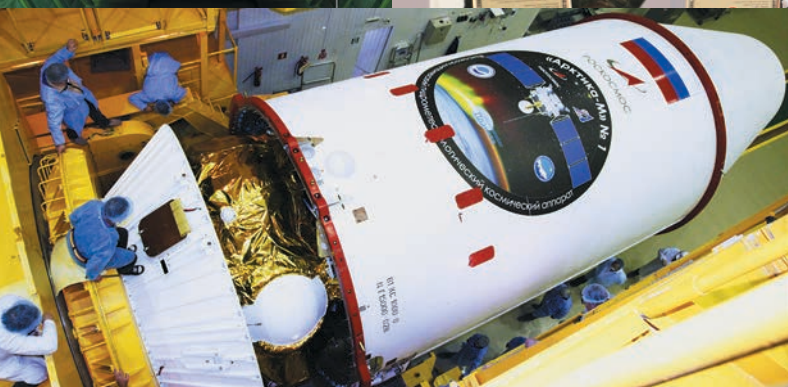
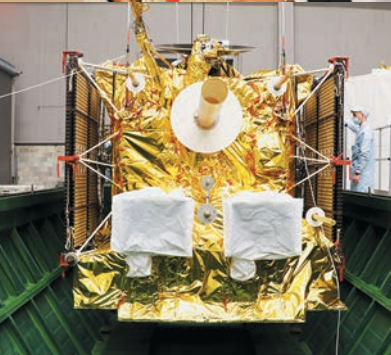
АРКТИКА·М
ОТКРЫВАЮЩИЙ СЕРИЮ
ТАКИХ СПУТНИКОВ

СОЗДАН
В АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

ОРБИТА:
ВЫСОТА АПОГЕЯ 37 400–39 800 КМ
ПЕРИГЕЯ 600–3000 КМ
НАКЛОНЕНИЕ 63,3°



**ДЕНЬ
НАУКИ
НПОЛ**
8.02.2021



с о д е р ж а н и е

Редакционная статья	3
Занин К.А. Оценка влияния фазового шума элементов информационного тракта на показатели качества радиолокационного изображения (на примере опорного генератора)	4
Косенкова А.В., Седых О.Ю., Симонов А.В., Миненко В.Е. Исследование достижимых районов посадки на поверхности Венеры для аппаратов различных типов	12
Шевченко С.Н. Интервальное оценивание надёжности космических аппаратов в процессе наземной экспериментальной отработки	21
Добрица Д.Б., Яценко Б.Ю., Пашков С.В., Христенко Ю.Ф. Экспериментальное исследование стойкости гофрированных сеточных противометеорных экранов	24
Петров А.С., Чиков В.А., Волченков А.С. Обзор методов и алгоритмов продольной интерферометрии для селекции и оценки параметров движущихся целей с помощью космических РСА	33
Новиков Ю.М., Александров Л.Г., Богданов А.А., Большаков В.А., Константинов С.Б., Новиков М.Ю. Проницаемые структуры на основе комбинированного пористого сетчатого металла и сварочная технология производства изделий из них для двигательных установок космических летательных аппаратов	44
Лоскутов А.И., Назаров А.В., Клыков В.А., Ряхова Е.А., Столяров А.В. Нейросетевой подход к контролю технического состояния бортовой радиоэлектронной аппаратуры изделий ракетно-космической техники в условиях многозначности функции выходов	52

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 05.07.00 авиационная и ракетно-космическая техника
 - 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.laspaces.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
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**
д.т.н. **А.А. Иванков**
к.т.н. **А.А. Мошшеев**
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**
академик
НАН Украины **Я.С. Яцкив**

журнал является рецензируемым изданием

у ч р е д и т е л ь

АО «НПО ЛАВОЧКИНА».

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

ISSN 2075-6941



9 772075 694002

2 1 0 0 1



>

chief editor –
c.sc. (ec.) **Kh.Zh. Karchayev**
 deputy chief editor –
d.eng., professor **V.V. Efanov**
editorial board
 member of
 UA USSR, URA **V.M. Davydov**
d.eng. **K.A. Zanin**
d.eng. **A.A. Ivankov**
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**
 academician NASU **Ya.S. Yatskiv**

**the journal is a reviewed
 publication**

f o u n d e r
 «LAVOCHKIN ASSOCIATION»

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

Editorial article 3
Zanin K.A.
 Evaluation of the data path elements phase noise effecting the radar
 image's quality factors using a reference generator as an example 4
**Kosenkova A.V., Sedykh O. Yu.,
 Simonov A.V., Minenko V.E.**
 Investigation of reachable landing areas on the Venus surface
 for various types of a lander 12
Shevchenko S.N.
 Interval estimation of the spacecraft reliability during
 ground experimental verification 21
**Dobritsa D.B., Yashchenko B.Yu.,
 Pashkov S.V., Khristenko Yu.F.**
 Experimental study of the resistance of corrugated
 mesh micrometeoroid/orbital debris shields 24
Petrov A.S., Chikov V.A., Volchenkov A.S.
 Review of SAR longitudinal interferometry methods
 and algorithms for selection and moving targets
 parameters estimation 33
**Novikov Ju.M., Aleksandrov L.G.,
 Bogdanov A.A., Bolshakov V.A.,
 Konstantinov S.B., Novikov M.Ju.**
 Permeable structures on the basis of combined porous
 mesh metal and welding production technology of products
 made of them for space vehicle propulsion systems 44
**Loskutov A.I., Nazarov A.V., Klykov V.A.,
 Ryakhova E.A., Stolyrov A.V.**
 Neural network approach for control of technical condition
 of the onboard radio-electronic equipment of rocket
 and space technology products in conditions of
 the multivalued function of output 52

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 05.07.00 aviation and rocket-space technologies
 - 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.laspace.ru>
 - subscription index 37156 in catalogue «Periodicheskie Izdaniya. Gazeti i Jurnalni» 000 GK «URAL-PRESS»
- © «LAVOCHKIN ASSOCIATION» © 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>

28 февраля 2021 года ракетой-носителем «Союз-2.1б» (АО РКЦ «Прогресс») с разгонным блоком «Фрегат» (АО «НПО Лавочкина») запущен на высокоэллиптическую орбиту типа «Молния» первый космический аппарат (высота апогея 37400–39800, перигея 600–3000 км, наклонение 63,3 градуса) новой гидрометеорологической системы «АРКТИКА».

В настоящее время актуальной проблемой для России, требующей безотлагательного решения является обеспечение динамичного социально-экономического развития её северных территорий, богатых природными ресурсами, эффективной круглогодичной навигации по северному морскому пути.

Труднопредсказуемые аномальные явления могут приводить к значительным потерям (людским и экономическим). Особенно в условиях Севера обостряется проблема повышения достоверности среднесрочных и долгосрочных прогнозов, также известно, что «кухней погоды» на Земле являются «полярные шапки». До недавнего времени необходимую гидрометеорологическую информацию в этих районах получали с наземных и авиационных платформ, которые уже не отвечают современным требованиям. Необходимо также обратить внимание, что получение упомянутой информации по высокоширотным зонам Земли с геостационарной орбиты, на которой работают почти все спутники Всемирной метеорологической организации, физически невозможно.

Дальнейший прогресс глобального и регионального прогноза погоды в значительной степени зависит от:

- получения гидрометеорологических и гелиогео-физических спутниковых данных по северным территориям и «полярным шапкам» Земли в квазинепрерывном режиме;
- получение данных от высокоширотных дрейфующих платформ автоматических гидрометеостанций и аварийных буёв системы поиска и спасения морских и воздушных судов КОСПАС-SARSAT по спутниковым каналам связи в круглосуточном режиме доступа;
- оперативного доведения до потребителя краткосрочных гидрометеорологических прогнозов и данных о ледовой обстановке по спутниковым каналам связи.

Указанная проблема повышения качества получаемой гидрометеорологической в арктическом регионе в значительной степени решается созданием высокоэллиптической орбитальной системы «АРКТИКА-М».

Основные функциональные задачи описываемой космической системы совпадают, в основном, с задачами КА «ЭЛЕКТРО-Л», первый из которых был запущен в 2011 году. Группировка геостационарных гидрометеорологических спутников «ЭЛЕКТРО-Л» работает в космосе уже более десяти лет.

Поэтому главным проектно-конструкторским и технологическим требованием к новой орбитальной системе было максимальное использование существующего задела по аппаратам серий «ЭЛЕКТРО-Л» и «СПЕКТР», которые были построены на базовой космической платформе «Навигатор». Она, по мнению экспертов, является наиболее эффективной в своём классе.

КА «АРКТИКА-М» спроектирована по модульному принципу:

- модуль бортового комплекса целевой аппаратуры;
- служебный модуль (орбитальная платформа «Навигатор») КА.

Следует отметить, в проектах, разрабатываемых НПО имени С.А. Лавочкина, этот принцип широко используется с 1969 года, начиная с лунной станции «ЛУНА-15».

Модуль бортового комплекса целевой аппаратуры создан на базе соответствующего модуля геостационарного КА «ЭЛЕКТРО-Л». Поэтому, по своему составу, компоновочной схеме, массово-габаритным характеристикам он аналогичен целевому комплексу «ЭЛЕКТРО-Л» и включает в себя следующую аппаратуру:

- многоканальный сканер (два комплекта) для высокой эллиптической орбиты;
- гелиогеофизический аппаратный комплекс;
- бортовой радиотехнический комплекс;
- бортовую систему сбора данных.

Наземные средства космической системы «АРКТИКА» представляют собой территориально-распределённую систему центров приёма, обработки и доведения информации до потребителей.

Спутники «АРКТИКА-М» функционально дополняют существующую Международную геостационарную метеорологическую систему и создадут основу непрерывных глобальных наблюдений Земли в XXI веке.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ФАЗОВОГО ШУМА ЭЛЕМЕНТОВ ИНФОРМАЦИОННОГО ТРАКТА НА ПОКАЗАТЕЛИ КАЧЕСТВА РАДИОЛОКАЦИОННОГО ИЗОБРАЖЕНИЯ (НА ПРИМЕРЕ ОПОРНОГО ГЕНЕРАТОРА)

EVALUATION OF THE DATA PATH ELEMENTS PHASE NOISE EFFECTING THE RADAR IMAGE'S QUALITY FACTORS USING A REFERENCE GENERATOR AS AN EXAMPLE



К.А. Занин¹,
доктор технических наук,
rc4a@laspace.ru;
K.A. Zanin

Рассмотрен способ оценки влияния фазового шума элементов информационного тракта космического радиолокатора синтезированной апертуры на качество изображения. Разработана модель зависимости фазовой ошибки от спектра случайного шума опорного генератора с учётом задержки распространения сигнала и ширины доплеровского спектра. Определено влияние интегральной фазовой ошибки на качество радиолокационного изображения.

Ключевые слова:

*показатели качества;
информационный тракт;
динамический диапазон;
пространственное разрешение на местности;
космический радиолокатор с синтезированной апертурой;
спектр шума; фазовая ошибка;
функция передачи модуляции;
интегральный уровень боковых лепестков.*

DOI: 10.26162/LS.2021.51.1.001

The article covers a method for evaluating of the data path elements phase noise effects the quality of synthetic aperture space radar image. A model of the phase error dependence the random noise spectrum of the reference generator is developed, taking into account the signal propagation delay and the width of the Doppler spectrum. The integral phase error influence the quality of the radar image is determined.

Key words:

*quality factors;
data path;
dynamic range;
in-situ special resolution;
synthetic aperture space radar;
noise spectrum;
phase error;
modulation transfer function;
integral level of side lobes.*

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

введение

Радиолокаторы с синтезированием апертуры (РСА) устанавливаются на авиационные и на космические носители, существенно различающиеся кинематикой движения. Космические РСА имеют большую дальность наблюдения (Груздов В.В. и др., 2013; Груздов В.В. и др., 2019), длительность синтезирования и соответствующую ширину полосы регистрируемого доплеровского спектра. В результате не все режимы работы космического РСА возможно отработать на стендах или авиационных носителях (Гусев С.Н. и др., 2020).

Одним из подходов к решению проблемы наземной отработки космического РСА является декомпозиция его информационного тракта на ряд элементов и проверка их критических характеристик (Занин К.А. и др., 2016). Для научно обоснованного подхода к испытаниям РСА требуется наличие априорных оценок характеристик и математических моделей элементов с учётом возмущающих факторов (Сахно И.В., 2017; Петров А.С. и др., 2019; Евграфов А.Е. и др., 2019). Априорный анализ критических параметров позволяет сократить объёмы наземных испытаний РСА в целом и более обоснованно подойти к анализу их результатов.

К ряду элементов информационного тракта космического РСА предъявляются повышенные требования по стабильности (Занин К.А., 2014; Занин К.А., 2019). Одним из важных элементов является опорный генератор, задающий несущую частоту излучаемого сигнала (Енишерлова К.Л., 2019). Кроме этого опорный генератор может применяться и для формирования тактового сигнала аналого-цифрового преобразователя.

Вряде работ (Krieger G. et al., 2006; Armin W. Doerry., 2018; Коновальцев А.В. и др., 2010) приводится методика оценки величины фазового шума опорного генератора, однако здесь не представлен количественный анализ связи величины интегральной фазовой ошибки с ухудшением радиометрического и пространственного разрешения РСА.

Учсть влияние фазового шума элементов информационного тракта на пространственную разрешающую способность РСА позволяет метод функций передачи модуляции пространственной частоты, предложенный в работе (Занин К.А. и др., 2017; Занин К.А., 2020; Дарных В.В. и др., 2014). Модель радиометрического качества радиолокационного изображения с учётом различных шумов и искажений требует проведения дальнейших исследований с целью уточнения влияния как отдельных элементов, так и их взаимной рациональной увязки.

1. Оценка требований к величине случайного фазового шума информационного тракта РСА

Расчёт среднеквадратического отклонения шума на интервале синтезирования требует знания величины интервала времени задержки и ширины полосы частот.

Интервал времени задержки определяется выражением:

$$\tau = \frac{2R_n}{c_0}, \quad (1)$$

где R_n – дальность наблюдения; c_0 – скорость распространения электромагнитных волн.

Ширина полосы доплеровского спектра определяется требованиями к разрешающей способности:

$$R_{ga} = r_{0,5} k_{aa} \frac{V_n}{f_d}, \quad (2)$$

R_{ga} – разрешающая способность по азимуту;
 f_d – ширина доплеровского спектра на интервале синтезирования;

V_n – путевая скорость КА;

k_{aa} – коэффициент ухудшения разрешающей способности при аподизации диаграммы направленности по азимуту;

$r_{0,5} = 0,889$ – нормированная ширина функции sinc^2 по уровню 0,5 (–3дБ).

Ширина доплеровского спектра определяется выражением:

$$f_d \approx \frac{2}{\lambda} V_n \sin \theta,$$

где $\sin \theta \approx \frac{V_n T_c R_3}{R_n R_{ka}}$ – ширина угла прокачки луча

антенны; R_n – дальность наблюдения в момент пересечения траверсной плоскости; R_3 – радиус Земли; R_{ka} – радиус орбиты КА; T_c – длительность интервала синтезирования по азимуту.

В качестве примера рассмотрим высоту орбиты 510 км (РСА TerraSAR, SARLupa). Дальность наблюдения в этом случае варьируется от 550 до 900 км, что соответствует задержке сигнала от 3,7 до 6,3 миллисекунд. Время синтезирования по азимуту для максимальной дальности 1,5 с.

Требование к стабильности генератора обычно задаётся предельным отклонением его фазы на интервале двойного распространения сигнала:

$$\Delta\psi(\tau) = 2\pi\tau\sigma_f f_n,$$

$$\Delta\psi(\tau) < \Delta\psi_{тр},$$

где $\sigma_f(\tau) = \frac{\Delta f_n}{f_n}$ – относительная стабильность частоты на интервале τ , обычно оценивается с использованием аппарата вариаций Алана; $\Delta\psi_{тр}$ – ограничение на отклонение фазы.

Ограничение на отклонение фазы обычно задаётся в диапазоне от 5° до 10° исходя из его влияния на снижение качества синтезирования по азимуту.

В этом случае с учётом выражений (1) и (3) получим требование к вариации частоты:

$$\sigma_f(\tau) \leq \frac{\Delta\psi_{\text{тр}} c_0}{4\pi R_n f_n} \quad (3)$$

Для несущей частоты 9600 МГц, при величине задержки 6,3 миллисекунды, вариации фазы $\sigma_\psi < 0,175 \text{ с}^{-1}$ требование к относительной стабильности по частоте составляет $\sigma_f < 5 \cdot 10^{-10}$.

Существенным недостатком указанного способа задания требований к стабильности является отсутствие учёта влияния фазовых шумов на динамический диапазон РСА.

Влияние случайного шума фазы траекторного сигнала заключается в уменьшении энергетики синтезированного сигнала в области пространственного разрешения и её перераспределении в боковые лепестки функции рассеяния, что снижает радиометрическое качество РЛИ.

Уменьшение мощности сигнала в результате действия случайного фазового шума достаточно точно оценивается формулой Рузе, известной в теории антенн:

$$W_\psi = \frac{M[P_{\text{max}}, \sigma_\psi]}{P_{\text{max}}} = e^{-\sigma_\psi^2},$$

$$P_{\text{инт}} = 1 - W_\psi,$$

$M[P_{\text{max}}, \sigma_\psi]$ – математическое ожидание мощности сигнала при случайных флуктуациях фазы σ_ψ ; P_{max} – мощность сигнала в идеальной функции рассеяния; $P_{\text{инт}}$ – интегральный уровень боковых лепестков.

Для малых σ_ψ приближённо $W_\psi = e^{-\sigma_\psi^2} \approx 1 - \sigma_\psi^2$. Соответственно в литературных источниках (Krieger G. et al., 2006) приводится следующее выражение для интегрального уровня боковых лепестков:

$$P_{\text{инт}} \approx \sigma_\psi^2,$$

где σ_ψ^2 – дисперсия случайного фазового шума.

Таким образом, шумы фазы с величиной среднеквадратического отклонения 10° не оказывают существенного влияния на разрешающую способность РСА по азимуту. Однако интегральный уровень боковых лепестков при таких шумах составит $\sigma_\psi^2 \approx -15,14$ дБ.

В рассмотренном примере интегральный уровень боковых лепестков $-15,14$ дБ оказывается недопустимо большим. Для достижения высокого радиометрического качества радиолокационного изображения применяется весовая обработка с помощью различных взвешивающих функций. За счет ухуд-

шения пространственного разрешения в 1,3–1,5 раза интегральный уровень боковых лепестков удастся снизить до уровня не более -40 дБ. Таким образом, предельное значение фазового шума всего тракта РСА должно выбираться с запасом 3–5 дБ не хуже указанного значения – 40 дБ.

Ограничение на значение фазового шума опорного генератора следует выбирать с учётом шума других элементов тракта РСА (Коновальцев А.В., 2010): аналого-цифрового преобразователя, фазового детектора, алгоритма синтезирования и др.:

$$\Sigma \sigma_{\psi_i}^2 < 45 \text{ дБ},$$

где $\sigma_{\psi_i}^2$ – дисперсия случайного фазового шума элементов тракта РСА.

Модели отдельных элементов информационного тракта РСА будут рассмотрены в дальнейших работах. Остановимся более подробно на способе оценки случайного фазового шума опорного генератора.

2. Модель аналогового тракта радиолокатора синтезированной апертуры

Рассмотрим общую схему аналоговой части РСА до входа в аналого-цифровой преобразователь (рисунки 1). Опорный генератор (1) формирует высокостабильную частоту в диапазоне от 10 до 100 МГц. В множителе частоты (2) происходит перенос опорной частоты на несущую частоту, например 9,6 ГГц.

Далее несущая частота модулируется (3) линейной частотной или фазовой модуляцией с целью расширения её спектра до требуемого значения. Чем шире спектр излучаемого импульса, тем лучше разрешение РСА по дальности.

Приёмопередающий тракт (4) усиливает принимаемые и излучаемые импульсы и формирует диаграмму направленности.

Излучаемый импульсный сигнал распространяется в пространстве, отражается от объекта (6) и принимается трактом РСА (4) с задержкой на двойное распространение (5, 7), определяемой скоростью света и дальностью наблюдения.

В устройстве, называемом обычно фазовым детектором (8), производится сравнение фазы принимаемого импульса и опорного генератора путём их перемножения. Комплексный квадратурный сигнал с выхода фазового детектора передаётся в цифровую часть РСА, где оцифровывается, запоминается и передаётся через радиолинию на наземный комплекс для синтеза изображения.

Основной принцип синтезирования апертуры состоит в том, что начальная фаза излучаемого и принимаемого импульса при отсутствии возмущающих факторов не изменяется, при этом фаза опорного

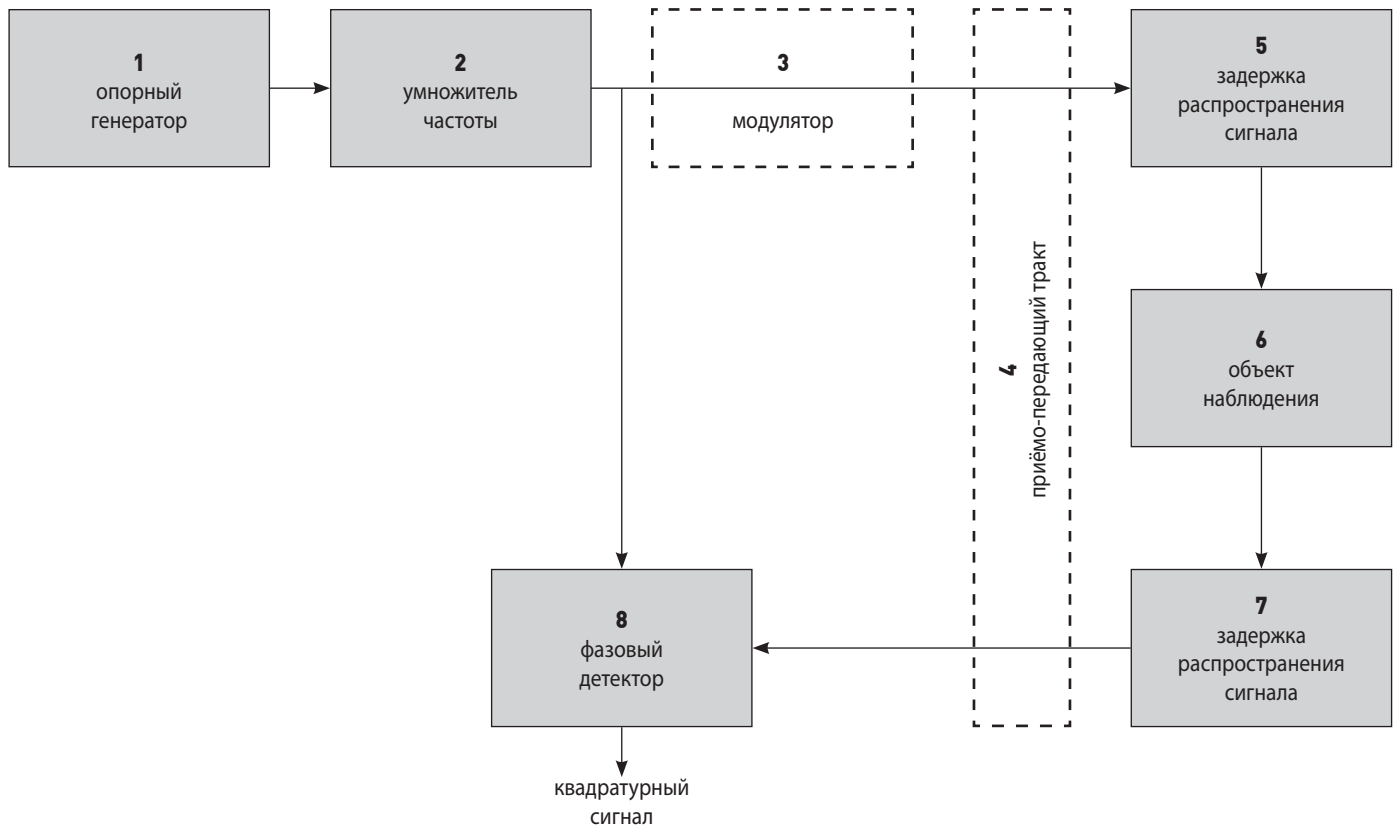


рисунок 1. Общая схема аналоговой части радиолокатора синтезированной апертуры

генератора изменяется в соответствии с временем двойного распространения.

Передаваемый и принимаемый сигнал от точечного объекта имеет общий вид:

$$x_{\text{изл}}(t) = A_{\text{изл}}(t) e^{j\{2\pi f_n t + \psi_n(t) + \psi_{\text{ш}}(t)\}},$$

$$x_{\text{прм}}(t) = A_{\text{прм}} e^{j\{2\pi f_n(t-\tau) + \psi_n(t-\tau) + \psi_{\text{ш}}(t-\tau) + \psi_{\text{об}}\}},$$

где $A_{\text{изл}}$ – амплитуда излучаемого сигнала; $A_{\text{прм}}$ – амплитуда принимаемого сигнала; f_n – несущая частота; ψ_n – закон фазовой модуляции; $\psi_{\text{ш}}$ – фазовый шум; τ – величина задержки сигнала; $\psi_{\text{об}}$ – постоянное изменение фазы, зависящее от параметров электропроводности объекта.

В случае линейной частотной модуляции $\psi_n = k_{\psi} t^2$, где k_{ψ} – скорость изменения фазы. Для фазово-кодвой модуляции закон изменения фазы более сложный.

В общем виде фазовый шум аналоговой части РСА включает в себя составляющие опорного генератора, модулятора и фазового детектора. Для примера далее рассмотрим влияние фазового шума опорного генератора, определяемого выражением:

$$\psi_{\text{ш}}(t) = M_c \psi_c(t),$$

где ψ_c – шум опорного генератора; M_c – коэффициент умножения частоты; $f_n = M_c f_c$, f_c – частота опорного генератора.

Схема умножителя может быть построена различными способами, например формированием двух поднесущих с последующим суммированием:

$$f_n = f_1 + f_2,$$

где $f_1 = M_{c1} f_c$, $f_2 = M_{c2} f_c$ – промежуточные частоты; M_{c1} , M_{c2} – коэффициенты умножения, $M_c = M_{c1} + M_{c2}$.

На выходе фазового детектора шумовой сигнал имеет вид:

$$x_{\text{ш}}(t) = A_{\text{ш}} e^{jM_c(\psi_c(t) - \psi_c(t-\tau))},$$

где $A_{\text{ш}}$ – амплитудный шум тракта, влияние которого учитывается известным методом сложения коэффициента шума отдельных элементов тракта.

Учитывая, что $M_c \psi_c \ll 1$, можно воспользоваться разложением экспоненты в ряд:

$$x_{\text{ш}}(t) \approx 1 + j M_c (\psi_c(t) - \psi_c(t-\tau)).$$

Случайный фазовый шум моделируется с помощью стационарного случайного процесса. Спектральная плотность мощности его сигнала вычисляется как квадрат модуля преобразования Фурье:

$$S_{\text{ш}}(f) = |F_{\text{ш}}(f)|^2.$$

Преобразование Фурье сигнала на выходе фазового детектора с учётом теоремы смещения:

$$F_{\text{ш}}(f) \approx \sqrt{2\pi} \delta(0) + j M_c F_{\psi_c}(f) (1 - e^{-2\pi j \tau f}),$$

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ФАЗОВОГО ШУМА ЭЛЕМЕНТОВ ИНФОРМАЦИОННОГО ТРАКТА НА ПОКАЗАТЕЛИ КАЧЕСТВА РАДИОЛОКАЦИОННОГО ИЗОБРАЖЕНИЯ (НА ПРИМЕРЕ ОПОРНОГО ГЕНЕРАТОРА)

где $F_{\text{ш}}(f)$ и $F_{\psi}(f)$ – преобразования Фурье шума на выходе фазового детектора и шума опорного генератора соответственно.

Постоянную фазу можно далее не учитывать. Воспользовавшись формулой Эйлера, вычислим модуль комплексного числа и получим спектральную плотность:

$$S_{\text{ш}}(f) = M_c^2 S_c(f) (1 - (\cos 2\pi f - \sin 2\pi f)^2) \approx M_c^2 S_c(f) ((1 - \cos 2\pi f)^2 + (\sin 2\pi f)^2),$$

где $S_c(f) = |F_{\psi}(f)|^2$ – спектр мощности шума опорного генератора.

Раскрывая скобки и учитывая тригонометрические соотношения $\cos^2 2\pi f - \sin^2 2\pi f = 1$ и $1 - \cos 2\pi f = 2\sin^2 \pi f$, получим выражение для спектральной плотности фазового шума с учётом задержки двойного прохождения сигнала (*Armin W. Doerry*, 2018):

$$S_{\text{ш}}(f) \approx S_c(f) (2 M_c^2 \sin^2 \pi f)^2. \quad (4)$$

Выражение (4) обладает достаточной точностью при условии:

$$f \ll f_c,$$

где f_c – частота опорного генератора; f – анализируемая частота.

В большинстве случаев это условие для космического РСА выполняется, так как f_c частота опорного генератора обычно не менее 10^6 Гц, а спектр траекторного сигнала не превышает 10^4 Гц.

Мера интенсивности флуктуаций фазы в процессе синтезирования определяется дисперсией случайного отклонения фазы в импульсах:

$$\sigma_{\psi}^2 = M[(\psi_{\text{ш}}(t) - \psi_{\text{ш}}(t - \tau))^2],$$

где $M[\]$ – математическое ожидание.

Среднеквадратическое отклонение фазы и частоты связаны выражением:

$$\sigma_{\psi} = 2\pi f \tau \sigma_f. \quad (5)$$

Воспользовавшись выражением (4), можно оценить дисперсию и среднеквадратическое отклонение фазы сигнала в диапазоне частот, пропускаемых трактом РСА на интервале синтезирования по азимуту:

$$\sigma_{\psi}^2 \approx 2 \int_{\frac{f_T}{2}}^{\frac{f_d}{2}} 4M^2 S_c(f) S_d(f) df, \quad (6)$$

где $S_c(f)$ – спектр мощности шума опорного генератора; f_d – максимальная ширина доплеровских частот, пропускаемых трактом РСА при синтезировании по азимуту; $f_T = \frac{1}{T_c}$ – минимальная пропускаемая частота, обратная времени синтезирования по азимуту T_c ;

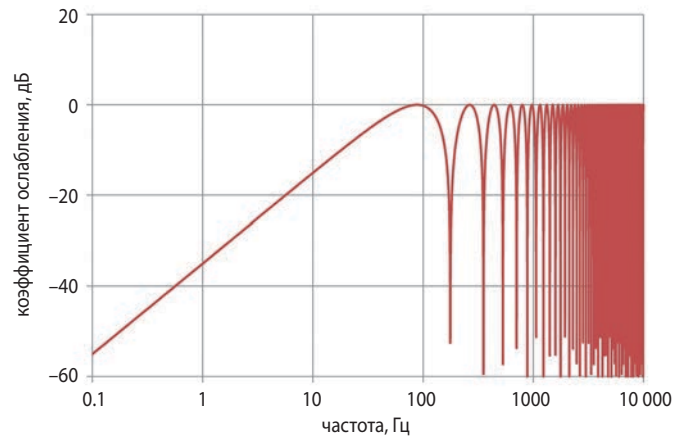


рисунок 2. Коэффициент ослабления шума фильтром, соответствующим функциональной схеме РСА

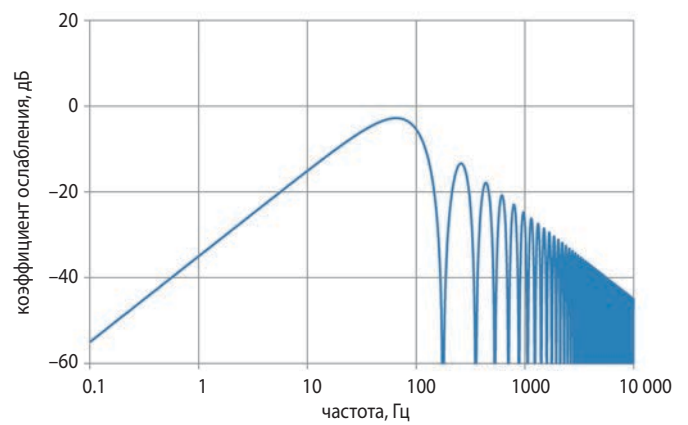


рисунок 3. Коэффициент ослабления шума фильтром, соответствующим оценке Аллана

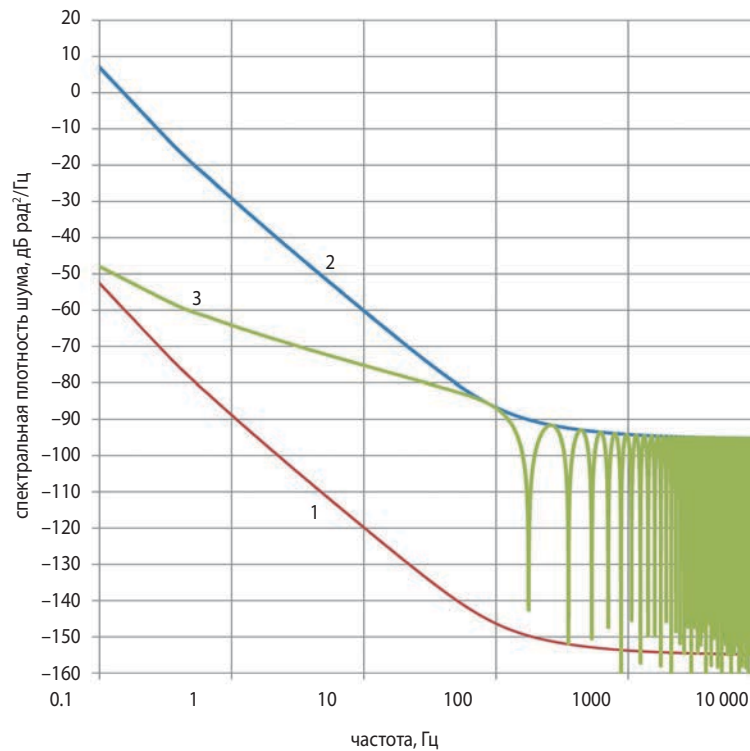
$S_d(f)$ – структурный спектральный фильтр задержки сигнала в РСА:

$$S_d(f) \approx \sin^2 \pi f. \quad (7)$$

На практике иногда используют вариации Аллана, где вместо разности реализаций случайного процесса вычисляется разность среднего по времени значения процесса, при этом интервал усреднения совпадает с интервалом вычисления дисперсии. Вариации Аллана дают лучший результат на длительных интервалах времени. Для вычисления вариаций Аллана используется более сложный спектральный фильтр (*Рытов С.М.*, 1978):

$$S_a(f) \approx \frac{\sin^4 \pi f}{(\pi f)^2}. \quad (8)$$

Таким образом, $S_a(f) \approx S_d(f) \frac{\sin^2 \pi f}{(\pi f)^2}$, то есть оценка вариаций Аллана в диапазоне доплеровских частот РСА будет иметь меньшее значение, чем фильтр (6), соответствующий функциональной структуре РСА (рисунок 1).



- 1 – опорный генератор;
 2 – несущая частота с учётом коэффициента умножения;
 3 – выход фазового детектора с учётом интервала времени задержки.

рисунок 4. Спектральная плотность шума

На рисунках 2 и 3 приводятся зависимости коэффициента ослабления фильтрами (7) и (8) для типового значения частот пропускания РСА при синтезировании по азимуту от 0,1 Гц до 10 000 Гц. Анализ зависимостей показывает, что основной диапазон доплеровского спектра от 100 Гц до 10 000 Гц в случае оценки Аллана существенно ослабляется фильтрацией (рисунок 3).

В результате, получаемая с помощью структурной схемы оценка (рисунок 1) и соответствующий ей фильтр (7) лучше подходит для диапазона частот РСА на выходе фазового детектора. В оценке Аллана указанный диапазон ослабляется с целью лучшего учёта более медленных вариаций.

Поэтому в случае оценки шума опорного генератора РСА рационально использовать простой структурный фильтр типа (7).

3. Модель спектра фазового шума опорного генератора

Спектральная плотность фазового шума опорного генератора может быть измерена в заданной полосе частот (Груздов В.В., 2017). Для его аналитического описания используется полином:

$$S_c(f) = af^{-4} + bf^{-3} + cf^{-2} + df^{-1} + e,$$

где коэффициенты характеризуют: a – окрашенный (розовый) частотный шум; b – частотный фликкершум; c – белый частотный шум; d – фазовый фликкершум; e – белый фазовый шум.

Коэффициент шума e в основном определяется тепловыми шумами.

В качестве примера рассмотрим опорный генератор частотой 10 МГц, характеристики которого приведены в (Krieger G. et al., 2006).

Коэффициент умножения частоты для 9600 МГц составляет $M_c=960$.

На рисунке 4 показан график спектра случайного фазового шума для значения коэффициентов опорного генератора:

$$a = -95 \text{ дБ}; b = -90 \text{ дБ}; c = -200 \text{ дБ};$$

$$d = -130 \text{ дБ}; e = -155 \text{ дБ}.$$

Особенностью РСА является вычитание спектра фазового шума на частотах кратных интервалу времени задержки сигнала. В области низких частот влияние фазового шума также существенно ослабляется.

Таким образом, предложенная модель фазового шума с учётом структурного фильтра двойного прохождения сигнала позволяет достаточно корректно оценивать влияние спектра фазового шума опорного генератора на различные показатели качества РСА.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ФАЗОВОГО ШУМА ЭЛЕМЕНТОВ ИНФОРМАЦИОННОГО ТРАКТА НА ПОКАЗАТЕЛИ КАЧЕСТВА РАДИОЛОКАЦИОННОГО ИЗОБРАЖЕНИЯ (НА ПРИМЕРЕ ОПОРНОГО ГЕНЕРАТОРА)

таблица – Интегральный уровень боковых лепестков в зависимости от качества опорного генератора

параметр шума ϵ , дБ	0	10	20	30	40
относительная стабильность опорного генератора (на частоте 10 МГц) для 6 мс по Аллану					
σ_f	$9,2 \cdot 10^{-12}$	$2,9 \cdot 10^{-11}$	$9,2 \cdot 10^{-11}$	$3,0 \cdot 10^{-10}$	$9,1 \cdot 10^{-10}$
интегральный уровень боковых лепестков, дБ					
σ_ψ^2	-48,1	-38,0	-28,0	-18,0	-8,0
σ_a^2	-49,5	-39,5	-29,5	-19,5	-9,5
среднеквадратическое отклонение фазы, градусы					
σ_ψ	0,23	0,71	2,26	7,15	22,6
σ_a^2	0,19	0,61	1,90	6,00	18,9
коэффициент ухудшения пространственного разрешения					
k_R	1,00	1,00	1,00	1,02	1,18

Исходная зависимость спектральной плотности шума опорного генератора от частоты для конкретной реализации РСА может быть измерена экспериментальным путём.

4. Оценка влияния спектрального шума опорного генератора на качество радиолокационного изображения

Для оценки требований к качеству опорного генератора проведём варьирование коэффициентов модели его шума:

$$S_\epsilon(f) = (a+\epsilon)f^{-4} + (b+\epsilon)f^{-3} + (c+\epsilon)f^{-2} + (d+\epsilon)f^{-1} + e + \epsilon,$$

где a, b, c, d, e – ранее заданные коэффициенты, $\epsilon = 0 \dots 40$ дБ – варьируемый параметр.

Рассмотрим оценки дисперсии согласно (7) и вариаций Аллана (8).

Значения граничных частот зададим для примера КА TerraSAR:

$$f_r/2 = 0,33 \text{ Гц}, f_d/2 = 3250 \text{ Гц}.$$

В таблице приводятся оценки уровня боковых лепестков и относительной стабильности опорного генератора. Оценка относительного падения пространственного разрешения проведена по методике, изложенной в (Занин К.А., 2020).

заключение

В статье проведён анализ влияния фазового шума опорного генератора на качество радиолокационного изображения. Показано, что наиболее полным способом его учёта является анализ спектральной плотности фазового шума. Интегрируемый диапазон частот шума определяется параметрами синтеза по азимуту.

Рассматривается аналоговая часть тракта РСА. Модель дисперсии шума на выходе фазового детектора строится на основе функционального фильтра, учитывающего запаздывание сигнала. Оценка дисперсии шума позволяет определить уровень интегральных боковых лепестков функции рассеяния и среднеквадратическое отклонение угла фазы в импульсе.

Оценка реализаций случайного процесса проведена двумя способами: с использованием функционального фильтра задержки сигнала согласно схеме РСА и с помощью вариаций Аллана. Показано, что оценка по Аллану даёт в 1,5 раза меньшую дисперсию шума в результате осреднения высоких частот.

Проведён анализ требований к уровню интегральных боковых лепестков. Показано, что для отклонения фазы менее $1/8$ длины волны фазовый шум практически не снижает разрешающей способности, одновременно существенно увеличивая инте-

гральный уровень боковых лепестков и тем самым снижая динамический диапазон радиолокационного изображения.

Требованием к максимальному интегральному уровню боковых лепестков всего информационного тракта РСА может служить величина -40 дБ, предельно достигаемая при уменьшении боковых лепестков функции рассеяния с использования весовых функций. Требуемый интегральный уровень боковых лепестков достигается при величине среднеквадратического отклонения фазы в импульсе не более $0,5^\circ$.

Вклад опорного генератора в фазовый шум тракта РСА в дальнейшем должен уточняться с учётом требований к динамическому диапазону и параметрам других его элементов: аналого-цифрового преобразователя, фазового детектора и т.д.

Разработанная методика позволяет определять требования к качеству опорного генератора. Зависимость спектральной плотности фазового шума может быть получена экспериментальным путём в процессе наземных испытаний, что позволяет обоснованно прогнозировать характеристики качества РСА.

список литературы

- Груздов В.В., Колковский Ю.В., Енишерлова К.Л. и др. Влияние параметров барьеров Шоттки AlGaIn/GaN/SiC HEMT транзисторов на фазовые шумы СВЧ генераторов // Изв. высших учеб. заведений. Электроника. 2017. Т. 22, № 5. С. 460-470.
- Груздов В.В., Колковский Ю.В., Кудря А.И., Криштопов А.В. Новые технологии дистанционного зондирования Земли. М.: Техносфера, 2019. 482 с.
- Груздов В.В., Колковский Ю.В., Миннебаев В.М. СВЧ электроника на основе нитрида галлия – основное направление создания радиоэлектронных систем // Электронная техника. 2013. № 2. С. 88-101.
- Гусев С.Н., Миклин Д.В., Мороз А.В., Сахно И.В., Шерстюк А.В. Полунатурное моделирование цифрового канала передачи данных в ультразвуковом диапазоне длин волн // Труды МАИ. 2020. Вып. № 113 URL: <http://trudymai.ru/> (дата обращения: 08.02.2020).
- Дарных В.В., Ефанов В.В., Мальшев В.В., Занин К.А. Синтез информационного тракта при планировании целевого функционирования космических систем наблюдения по критериям качества // Известия РАН. Теория и системы управления. 2010. № 4. С. 100-107.
- Евграфов А.Е., Поль В.Г., Симонов А.В., Ширшаков А.Е. Оценка потенциальных возможностей определения рельефа местности при космической радиолокационной съёмке // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 3. С. 35-45.
- Енишерлова К.Л., Колковский Ю.В., Медведев Б.К. и др. Анализ влияния ряда конструкторско-технологических факторов на параметры мощных ALGAN/GAN/SiC HEMT транзисторов // Электронная техника. Сер. 2: Полупроводниковые приборы. 2019. № 2. С. 4-29.
- Занин К.А. Обобщенный метод определения разрешающей способности радиолокатора с синтезированием апертуры // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С. 4-12.
- Занин К.А. Требования к навигационному обеспечению радиолокатора с синтезированной апертурой в режиме бистатической интерферометрической съёмки // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 1. С. 164-169.
- Занин К.А., Митькин А.С., Москатиньев И.В. Методические основы моделирования информационного тракта космического радиолокатора синтезированной апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 61-68.
- Занин К.А., Москатиньев И.В. Основные направления развития зарубежных оптико-электронных космических систем дистанционного зондирования Земли (обзор) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 2. С. 28-36.
- Занин К.А., Москатиньев И.В. Совершенствование методов оценки разрешающей способности космического радиолокатора синтезированной апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 3-10.
- Коновальцев А.В., Нурждин В.М., Скосырев В.Н. и др. Оценка фазовых искажений широкополосных ЛЧМ сигналов в аналоговом тракте радиолокатора // III Всероссийская научная конференция «Сверхширокополосные сигналы в радиолокации, связи и акустике». Муром, 2010. С. 257-261.
- Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С. Угломестная и азимутальная неоднозначность сигнала, принимаемого аппаратурой космического радиолокатора с синтезированием апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 1. С. 39-47.
- Рытов С.М. Введение в статистическую радиофизику. М.: Наука, 1978. 463 с.
- Сахно И.В. Функция неопределенности квазинепрерывного шумоподобного зондирующего сигнала радиолокатора с синтезированной апертурой // Электронная техника. Сер. 2. Полупроводниковые приборы. 2017. Вып. 4. С. 28-36.
- Armin W. Doerry. Radar Receiver Oscillator Phase Noise // Sandia National Laboratories. Technical Report. April 2018. 67 p.
- Krieger G., Younis M. Impact of oscillator noise in bistatic and multistatic SAR // IEEE Geoscience and Remote Sensing. Vol. 3, is. 3. 2006. P. 424-428.

Статья поступила в редакцию 09.02.2021

Статья после доработки 09.02.2021

Статья принята к публикации 09.02.2021

ИССЛЕДОВАНИЕ ДОСТИЖИМЫХ РАЙОНОВ ПОСАДКИ НА ПОВЕРХНОСТИ ВЕНЕРЫ ДЛЯ АППАРАТОВ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ

INVESTIGATION OF REACHABLE LANDING AREAS ON THE VENUS SURFACE FOR VARIOUS TYPES OF A LANDER



А.В. Косенкова^{1,2},
аспирант,
TarasovaAV@laspace.ru;
A.V. Kosenkova



О.Ю. Седых¹,
кандидат
технических наук,
sedykh@laspace.ru;
O.Yu. Sedykh



А.В. Симонов¹,
кандидат
технических наук,
alex.simonov@laspace.ru;
A.V. Simonov



В.Е. Миненко²,
профессор, доктор
технических наук,
minenkove@bmstu.ru;
V.E. Minenko

Проводится исследование возможных мест посадки с учётом предполагаемых дат и окон старта в рамках проекта «ВЕНЕРА-Д», при этом рассматриваются различные типы посадочных аппаратов: традиционно используемый аппарат баллистического типа и аппарат класса «несущий корпус», способный осуществлять манёвры в процессе спуска в атмосфере. Показано, что использование маневренного посадочного аппарата позволяет увеличить область достижимых мест посадки и достичь требуемых районов, при этом уменьшить действующие на аппарат перегрузки по сравнению с аппаратом баллистического типа.

Ключевые слова: посадочный аппарат; траектория спуска; места посадки; Венера.

DOI: 10.26162/LS.2021.51.1.002

ВВЕДЕНИЕ

Изучение Венеры представляет большой интерес с точки зрения сравнительной планетологии (*Abdrakhimov A.M.*, 2005; *Limaye S.S. et al.*, 2009). Близость Венеры к Земле, а также сходные значения размера, плотности и количества получаемой от Солнца энергии (Венера расположена ближе

Investigation of possible landing sites is being carried out, taking into account the expected dates and launch windows within the VENERA-D project, while various types of a lander are being considered: the traditionally used ballistic type of a lander and «lifting body» type of a lander capable of making maneuvers during descent in the atmosphere. It is demonstrated that using the maneuverable lander makes it possible to increase the area of attainable landing sites and reach the required areas, while reducing the overloads acting on the lander in comparison with the ballistic type of a lander.

Key words: lander; descent trajectory; landing sites; Venus.

к Солнцу, но её облака отражают 75% поступающей солнечной энергии) обусловили её титул «близнеца Земли». Покрытая слоем облаков толщиной 20 км из 75% серной кислоты, поверхность планеты долгое время была недоступна дистанционным наблюдениям.

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.
Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

² МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва.
Bauman Moscow State Technical University, Russia, Moscow.

Начало научных наблюдений Венеры в телескоп было положено в 1610 году Галилео Галилеем. В 1761 году после наблюдения прохождения планеты по диску Солнца М.В. Ломоносов открыл существование атмосферы на Венере.

Исследования Венеры с помощью космических аппаратов начались в 1961 году. СССР был первым и бесспорным лидером в исследовании Венеры: к ней было направлено 18 аппаратов, совершено 10 успешных посадок (Ширшаков А.Е. и др., 2019; Мошшеев А.А., Ширшаков А.Е., 2020). Однако, несмотря на успешную работу многочисленных орбитальных и посадочных аппаратов в прошлом, таких как советские аппараты серии «ВЕНЕРА» и «ВЕГА» (Маров М.Я., Хантпресс У.Т., 2013), американские аппараты серии «МАРИНЕР», «ПИОНЕР-ВЕНЕРА», «МАГЕЛЛАН» (Dunne J.A., Burgess E., 1978; Colin L., Hall C.F., 1977; Saunders R.S. et al., 1992) и некоторых орбитальных аппаратов в настоящем, например, аппарат Европейского космического агентства (ЕКА) «ВЕНЕРА-ЭКСПРЕСС» (Titov D.V. et al., 2001) и японский аппарат «АКАЦУКИ» (Nakamura M. et al., 2013), фундаментальные вопросы, связанные с происхождением и эволюцией Венеры, ее атмосферы и климата (а соответственно, и земного) еще только предстоит решить (Glaze L.S. et al., 2018).

В настоящее время для продолжения изучения Венеры рассматриваются различные варианты программ фундаментальных космических исследований, среди которых проект ЕКА по разработке орбитального аппарата EnVision (Ghail R.C. et al., 2018), проект НАСА под названием Venus Flagship (Bullock M.A. et al., 2009). Кроме того, представители НАСА выбрали четыре миссии из программы Discovery для разработки новых концептуальных исследований, среди которых VERITAS и DAVINCI+ предназначены для исследования Венеры (Hautaluoma G., Handal J., 2020). Одним из наиболее комплексных является международный проект «ВЕНЕРА-Д» (Phase II report of the VENERA-D Joint Science Definition Team, 2019; Report of the Venera-D Joint Science Definition Team, 2017).

1. Актуальность и новизна исследования

Вопрос об исследовании Венеры вновь привлек внимание учёных и инженеров всего мира в связи с произошедшим недавно обнаружением газового фосфина в атмосфере планеты (Greaves J.S. et al., 2020). Однако данное открытие, основанное на наблюдениях с Земли, должно быть подтверждено в рамках будущих миссий к Венере. Для этого необходимо провести дополнительные исследования и осуществить прямые измерения непосредственно в атмосфере планеты.

В то же время актуальным становится создание посадочного аппарата, который способен не только совершить посадку на поверхность планеты, но и достичь заданных районов, наиболее интересных для изучения (Ivanov M.A., Head J.W., 2011). Рассмотрение вопроса выбора места посадки представлено в работе (Venera-D Landing Sites selection and Cloud Layer Habitability Workshop, 2019) и является отдельной комплексной задачей, которую предстоит решить на основе распределения приоритетов в проведении экспериментов на поверхности планеты. Районы посадки аппарата определяются, в первую очередь, вектором относительной скорости на бесконечности при подлёте аппарата к Венере. Этот вектор меняется в зависимости от дат старта и достижения поверхности планеты. Важным параметром, влияющим на положение доступного места посадки, является допустимая максимальная перегрузка при входе в атмосферу, которая зависит от угла входа. Также важной особенностью Венеры, влияющей на точки посадки, является малая величина угловой скорости вращения вокруг оси. Вследствие этого долготу точки посадки практически невозможно варьировать временем прилёта.

На данный момент для рассматриваемого в проекте «ВЕНЕРА-Д» исполнения посадочного модуля, который относится к аппарату баллистического типа и не обладает возможностью осуществления маневров в процессе спуска, зоны посадки довольно ограничены датами и окнами старта, а также параметрами при входе в атмосферу.

Для расширения потенциально возможных районов и достижения наиболее интересных для изучения районов посадки представляется перспективным рассмотрение новых конфигураций посадочных аппаратов (Косенкова А.В. и др., 2020), обладающих возможностью маневрирования в процессе спуска. Такой способностью обладают аппараты, имеющие определенное аэродинамическое качество на гиперзвуковых скоростях. Однако наличие аэродинамического качества влечет за собой усложнение конструкции и рост массы посадочного аппарата. Определённым компромиссным решением этой проблемы может быть использование аппаратов класса «несущий корпус» (Болотин В.А. и др., 1997), которые при увеличении инертной массы конструкции (согласно работе (Косенкова А.В., 2019) $K_m=1.5$, отношение массы посадочного аппарата данной аэродинамической формы к аппарату баллистического класса) обладают гиперзвуковым аэродинамическим качеством $K_{гип}=0.8-1.5$ (Косенкова А.В., 2019), позволяющим совершать маневрирование в атмосфере планеты с целью увеличения широты охвата посадочных зон.

В данной работе проводится исследование достижимых районов посадки с учетом предполагаемых дат и окон старта в рамках проекта «ВЕНЕРА-Д» для аппарата баллистического типа и для аппарата класса «несущий корпус», показываются возможности по увеличению достижимых областей посадки на поверхности планеты при использовании маневренного посадочного аппарата класса «несущий корпус».

2. Постановка задачи

2.1. Полная система уравнений и принятые допущения

Для расчёта траектории спуска посадочного аппарата на поверхность Венеры в качестве рабочего инструмента будем использовать программу, посредством которой осуществляется оптимизация траектории через многократное решение системы дифференциальных уравнений движения посадочного аппарата как материальной точки в скоростной системе координат методом Рунге – Кутты.

При этом примем следующие допущения:

- посадочный аппарат совершает спуск в атмосфере без включения маршевой двигательной установки ($g_{\text{дв}}=0$);
- посадочный аппарат управляется только изменением угла крена γ , угол скольжения $\beta=0$.

Тогда система дифференциальных уравнений движения посадочного аппарата как материальной точки в скоростной системе координат будет выглядеть следующим образом (*Остославский И.В., Стражева И.В., 1969*):

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -\frac{1}{2 \cdot P_x} \cdot \rho \cdot V^2 - g \cdot \sin \theta + \omega_B^2 \cdot R \cdot (\cos^2 \varphi \cdot \sin \theta - \\ &\quad - \cos \varphi \cdot \sin \varphi \cdot \sin \varepsilon \cdot \cos \theta); \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{1}{2 \cdot P_x} \cdot \rho \cdot V \cdot K_\delta \cdot \cos \gamma + \left(\frac{V^2 - g \cdot R}{V \cdot R} \right) \cdot \cos \theta + \\ &\quad + 2 \cdot \omega_B \cdot \cos \varphi \cdot \cos \varepsilon + \frac{\omega_B^2 \cdot R}{V} \cdot \cos \varphi \times \\ &\quad \times (\cos \varphi \cdot \cos \theta + \sin \varphi \cdot \sin \theta \cdot \sin \varepsilon); \\ \frac{d\varepsilon}{dt} &= \frac{1}{2 \cdot P_x} \cdot \rho \cdot V \cdot \frac{K_\delta \cdot \sin \gamma}{\cos \theta} - \frac{V}{R} \cdot \cos \theta \cdot \operatorname{tg} \varphi \cdot \cos \varepsilon - \\ &\quad - \frac{\omega_B^2 \cdot R}{V} \cdot \sin \varphi \cdot \cos \varphi \cdot \frac{\cos \varepsilon}{\cos \theta} + \\ &\quad + 2 \cdot \omega_B \cdot (\cos \varphi \cdot \sin \varepsilon \cdot \operatorname{tg} \theta - \sin \varphi); \\ \frac{d\varphi}{dt} &= \frac{V}{R} \cdot \cos \theta \cdot \sin \varepsilon; \\ \frac{d\lambda}{dt} &= \frac{V}{R} \cdot \cos \theta \cdot \frac{\cos \varepsilon}{\cos \varphi}; \\ \frac{dR}{dt} &= V \cdot \sin \theta. \end{aligned} \right. \quad (1)$$

где V – скорость полёта аппарата, м/с;

θ – угол наклона траектории к местному горизонту (угол между вектором скорости и местной горизонтальной плоскостью), рад (ГОСТ 20058-80 Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения);

ε – угол курса (угол между местной параллелью и проекцией вектора скорости на местную горизонтальную плоскость), рад;

φ – географическая широта местности, рад;

λ – географическая долгота местности, рад;

$R=R_B+H$ – расстояние от центра планеты, м;

R_B – средний радиус планеты (для Венеры $R_B=6051.8$ км);

H – высота над поверхностью планеты, м;

m – текущая масса аппарата (в процессе спуска принята постоянной и составляет 1 600 кг);

ρ – плотность невозмущенного потока, кг/м³;

t – время полёта, с;

g – ускорение свободного падения на планете (на поверхности Венеры $g_0=8.84$ м/с²);

ω_B – угловая скорость вращения планеты (для Венеры $\omega_B=2.9926 \cdot 10^{-7}$ рад/с);

γ – угол крена, рад;

$K_\delta = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}$ – аэродинамическое качество ПА;

C_{ya} – коэффициент подъёмной силы ($Y_a=q \cdot S \cdot C_{ya} = \frac{\rho V^2}{2} \cdot S \cdot C_{ya}$ – аэродинамическая подъёмная сила посадочного аппарата);

C_{xa} – коэффициент лобового сопротивления ($X_a=q \cdot S \cdot C_{xa} = \frac{\rho V^2}{2} \cdot S \cdot C_{xa}$ – сила лобового сопротивления посадочного аппарата);

$P_x = \frac{m}{C_{xa} \cdot S}$ – нагрузка на мидель, кг/м²;

S – площадь миделя посадочного аппарата, м².

Выражение для оценки перегрузки имеет вид:

$$n = \frac{\sqrt{1 + K_\delta^2}}{2 \cdot P_x \cdot g_0} \rho V^2$$

2.2. Упрощённая расчётная модель

Для решения системы уравнений (1) рассмотрим начальный момент времени: пусть точка входа в атмосферу находится над экватором, т.е. $\varphi(0)=0$, и вектор скорости лежит в плоскости экватора, т.е. $\varepsilon(0)=0$. В рассматриваемой задаче управление спуском аппарата осуществляется с помощью простейшей программы изменения угла крена γ , когда значение угла крена отлично от нуля и не изменяется в течение времени выполнения бокового манёвра.

Тогда упрощённая система уравнений в скоростной системе координат:

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = -\frac{1}{2 \cdot P_x} \cdot \rho \cdot V^2 - g \cdot \sin \theta; \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{2 \cdot P_x} \cdot \rho \cdot V \cdot K_\delta \cdot \cos \gamma + \left(\frac{V^2 - g \cdot R}{V \cdot R} \right) \cdot \cos \theta; \\ \frac{d\varepsilon}{dt} = \frac{1}{2 \cdot P_x} \cdot \rho \cdot V \cdot \frac{K_\delta \cdot \sin \gamma}{\cos \theta} - \frac{V}{R} \cdot \cos \theta \cdot \operatorname{tg} \varphi \cdot \cos \varepsilon; \\ \frac{d\varphi}{dt} = \frac{V}{R} \cdot \cos \theta \cdot \sin \varepsilon; \\ \frac{dR}{dt} = V \cdot \sin \theta. \end{cases} \quad (2)$$

Начальные условия имеют вид:

$$\begin{cases} V(0) = V_0, \\ \theta(0) = \theta_0, \\ \varepsilon(0) = 0, \\ \varphi(0) = 0, \\ R(0) = R_0, \end{cases} \quad (3)$$

где $V_0 = 11$ км/с; $R_0 = R_B + H_{\text{вх}} = 6051.8 + 130 = 6181.8$ км.

Рассмотрим задачу совершения максимального бокового манёвра для обеспечения как можно большей области достижимых районов посадки.

Целевой функционал. Боковой манёвр должен быть максимальным, т.е. $L_{\text{бок}} = \varphi_k \cdot R_0 \rightarrow \max$. В задачах оптимизации принято целевую функцию приводить к виду, при котором необходимо получить её минимум. Тогда $-L_{\text{бок}} = -\varphi_k \cdot R_0 \rightarrow \min$, где R_0 – константа, а $\varphi_k = \varphi_k(1)$.

В итоге получим целевой функционал

$$\varphi_k(1) \rightarrow \min \quad (4)$$

При этом есть ряд ограничений:

1. Ограничение на высоту посадки. Расчёт траектории будем вести до высоты 60 км (при расчётах на более нижних слоях атмосферы существенного приращения бокового манёвра не наблюдается).

Тогда $R(1) = R_0 + H_{\text{кон}}$, $H_{\text{кон}} = 60$ км. Приводя к стандартной записи, получим

$$R(1) - (R_0 + H_{\text{кон}}) = 0 \quad (5)$$

2. Ограничение на максимальную перегрузку: $\max_{\tau \in [0,1]}(n) \leq n_{\text{max}}$ или в стандартной записи

$$\max_{\tau \in [0,1]}(n) - n_{\text{max}} \leq 0. \quad (6)$$

3. Ограничение на максимальное время спуска (при необходимости).

Система уравнений (2) с начальными условиями (3) и уравнениями (4)–(6) определяет задачу оптимального управления, в которой $\gamma(t)$ является определяемым параметром.

При расчётах будем рассматривать только гиперзвуковой участок ($K_\delta = \text{const}$, $P_x = \text{const}$), поскольку эта часть полёта является наиболее нагруженной для посадочного аппарата (вход в атмосферу Венеры и выполнение бокового манёвра). Аэродинамические

характеристики посадочного аппарата класса «несущий корпус» для данного диапазона скоростей представлены в работе (Косенкова А.В. и др., 2018).

Конфигурация для совершения непосредственно бокового манёвра для аппарата класса «несущий корпус» в атмосфере Венеры: угол атаки $\alpha = 18^\circ$, $C_{xa} = 0.81$, $C_{ya} = 1.15$, т.е. $K_\delta = 1.42$, или конфигурация максимального аэродинамического качества. При этом аэродинамические характеристики отнесены к площади мишени посадочного аппарата, которая принята равной $S_M = 0.95$ м².

Конфигурация баллистического посадочного аппарата принята аналогичной спускаемому аппарату «ЭКЗОМАРС», у которого $D_M = 3.8$ м и $S_M = 11.34$ м². При гиперзвуковых скоростях полёта ($M_x \geq 5$) значение коэффициента лобового сопротивления полагалось постоянным: $C_{xa} = 1.6006$.

При расчётах масса обоих посадочных аппаратов принята одинаковой и равной 1600 кг. В качестве расчётной модели атмосферы Венеры была принята коспаровская модель атмосферы Венеры VIRА-30 (Venus International Reference Atmosphere – Международная справочная атмосфера Венеры) (Kliore A.J. et al., 1985; Засова Л.В. и др., 2006). В качестве условной границы атмосферы Венеры была принята высота $H = 130$ км. Скорость входа посадочного аппарата в атмосферу Венеры на этой высоте составляет 11 км/с.

3. Алгоритм решения

Процесс решения задачи состоит из нескольких этапов. Сначала задают все необходимые параметры решаемой задачи: параметры аппарата (масса и габариты, аэродинамические характеристики), планеты (параметры атмосферы и самой планеты), траекторные ограничения (ограничения на высоту посадки и максимальную перегрузку, максимальное время спуска при необходимости) и начальные условия (скорость, угол и высота входа в атмосферу), а также определяются все настройки процесса решения (шаг и точность интегрирования, количество оптимизируемых участков траектории и др.). Далее после задания параметров решаемой задачи следует её решение – производится перебор всех возможных вариантов углов крена на каждом участке траектории (шаге) и интегрирование системы уравнений (2) с проверкой допустимости траектории, после чего определяется значение бокового манёвра в конечной точке для каждой допустимой комбинации углов крена и выбирается комбинация углов с максимальным боковым манёвром. В результате выполнения программы производится вывод параметров выбранной траектории спуска в виде таблицы: для каждого момента времени спуска приводятся значения скорости спуска, высоты, перегрузки, наклона траектории, дальности бокового манёвра, продольной дальности и угла крена.

4. Результаты решения

4.1. Сравнение результатов расчёта траектории спуска для посадочных аппаратов различных типов

Результаты расчётов для оценки смещения относительно точки входа для посадочного аппарата баллистического типа, предполагаемого в рамках миссии «ВЕНЕРА-Д», показывают, что продольная дальность составляет не более 150...350 км для углов входа $-20...-10^\circ$ соответственно, при этом перегрузка для того же диапазона углов составляет 170...90 единиц соответственно.

Расчёты для аппарата класса «несущий корпус» показывают, что дальность бокового манёвра в случае использования простейшей программы управления по углу крена может составить до 5000 км, а продольная дальность – до 8000 км, при этом перегрузки для аппарата этого класса ниже.

Для сравнения данные по результатам расчётов траекторий спуска были занесены в таблицу 1, при этом принималось ограничение – время спуска составляло не более 4000 с.

Для проведения дальнейшего анализа за угол входа примем угол -8° как наиболее рациональный с точки зрения действующих перегрузок и дальности осуществляемых манёвров.

4.2. Определение достижимых районов посадки для посадочных аппаратов различных типов

В рамках проекта «ВЕНЕРА-Д» рассматривается старт космического аппарата с Земли в диапазоне 2029–2035 гг. Согласно траектории миссии (*Эйсмонт Н.А. и др., 2018*) посадочный аппарат отделяется от орбитального за несколько суток до прохождения перицентра гиперболической траектории. При этом при определении мест посадки полагаем,

что все относительные траектории подлёта к планете равнозначны и характеризуются только вектором скорости на бесконечности.

Рассмотрим одну из предполагаемых дат старта, например 2029 год, и проведём сравнение достижимых районов посадки для посадочного аппарата баллистического типа и аппарата класса «несущий корпус». Все параметры перелётной траектории и при входе в атмосферу, а также масса посадочного аппарата приняты одинаковыми в обоих расчетных случаях.

В таблице 2 приведены основные характеристики траектории перелёта для окон запуска в 2029 году.

С учётом приведённых выше параметров траектории перелёта на рисунке 1 представлены места посадки на поверхности Венеры для баллистического аппарата при запуске в 2029 году для трёх окон пуска с прилётом в 2030 году. На рисунках 2а–2в показаны возможности по увеличению широты охвата мест посадки при использовании аппарата класса «несущий корпус»: красным обозначены точки посадки для баллистического аппарата для дат прилёта 27.02.2030, 02.03.2030 и 03.03.2030 при $i=90^\circ$, жёлтым – область достижимых мест посадки для аппарата класса «несущий корпус» при тех же условиях.

При необходимости для аппарата класса «несущий корпус» может быть подобрана программа изменения угла крена таким образом, чтобы получить требуемую дальность в пределах выделенной жёлтой области в отличие от аппарата баллистического типа, который данной возможностью не обладает.

Координаты точек посадки посадочных аппаратов при заданном ограничении $i=90^\circ$ в рамках миссии «ВЕНЕРА-Д» (*Phase II report of the VENERA-D Joint Science Definition Team, 2019; Report of the VENERA-D Joint Science Definition Team, 2017*) представлены в таблице 3.

таблица 1 – Сравнительная таблица некоторых параметров траектории спуска для баллистического аппарата и аппарата класса «несущий корпус»

угол входа θ , град	продольная дальность, км		дальность бокового манёвра, км		перегрузка	
	маневренный	баллистический	маневренный	баллистический	маневренный	баллистический
-8	7831	380	4972	-	54	68
-9	7825	360	4970	-	62	80
-10	7824	322	4960	-	65	91
-11	7774	291	4950	-	69	103
-12	7724	266	4943	-	79	114
-13	7691	245	4881	-	82	120
-14	7682	228	4770	-	92	131
-15	7542	212	4754	-	94	140
-16	6983	199	4637	-	103	148
-17	6535	187	4338	-	116	158
-18	5969	177	4243	-	126	173

таблица 2 – Основные характеристики траекторий периода запуска 2029 года

параметр	первая дата периода запуска	средняя дата периода запуска	последняя дата периода запуска
дата старта	10.11.2029	20.11.2029	30.11.2029
ΔV_1 , км/с	4.000	4.197	4.650
V_1^∞ , км/с	4.352 (18.94)	4.853 (23.55)	5.870 (34.46)
δ_1^∞ , °			
- J2000	10.90	2.95	-5.10
- эклиптика	34.32	26.39	18.34
α_1^∞ , °			
- J2000	272.56	270.43	270.17
- эклиптика	273.05	270.48	270.18
длительность перелёта, сут	109.1	102.9	93.2
угловая дальность перелёта, °	142.37	138.11	128.90
дата прилёта	27.02.2030	02.03.2030	03.03.2030
ΔV_2 , км/с	0.746	0.693	0.760
V_2^∞ (C ₃₂), км/с	3.393 (11.51)	3.223 (10.39)	3.437 (11.81)
δ_2^∞ , °			
- J2000	-53.91	-43.78	-31.47
- эклиптика	-33.39	-21.69	-8.61
- экватор Венеры	-33.51	-21.96	-9.00
α_2^∞ , °			
- J2000	305.36	292.59	283.95
- эклиптика	294.10	287.36	282.00
- экватор Венеры	249.64	247.48	243.02

Примечания

ΔV_1 – характеристическая скорость разгона с опорной круговой орбиты ИСЗ высотой 200 км;

V_1^∞ – модуль вектора отлётной асимптотической скорости;

δ_1^∞ – склонение вектора отлётной асимптотической скорости в эклиптической СК и в J2000;

α_1^∞ – прямое восхождение вектора отлётной асимптотической скорости в эклиптической СК и в J2000;

ΔV_2 – характеристическая скорость выхода на эллиптическую орбиту ИС Венеры высотой перицентра 500 км и периодом 24 часа;

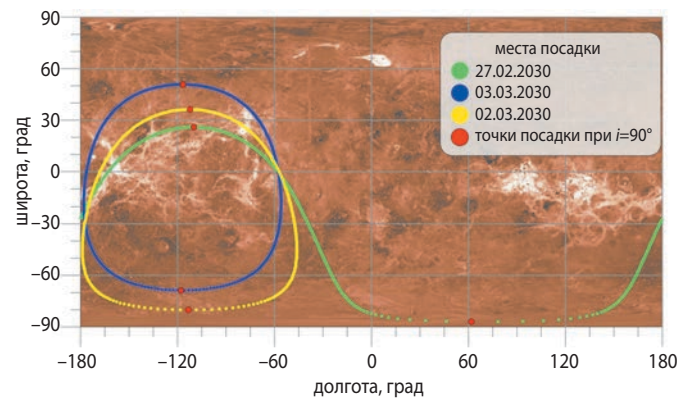
V_2^∞ – модуль вектора подлётной асимптотической скорости;

δ_2^∞ – склонение вектора подлётной асимптотической скорости в эклиптической и афродграфической СК;

α_2^∞ – прямое восхождение вектора подлётной асимптотической скорости в эклиптической и афродграфической СК.

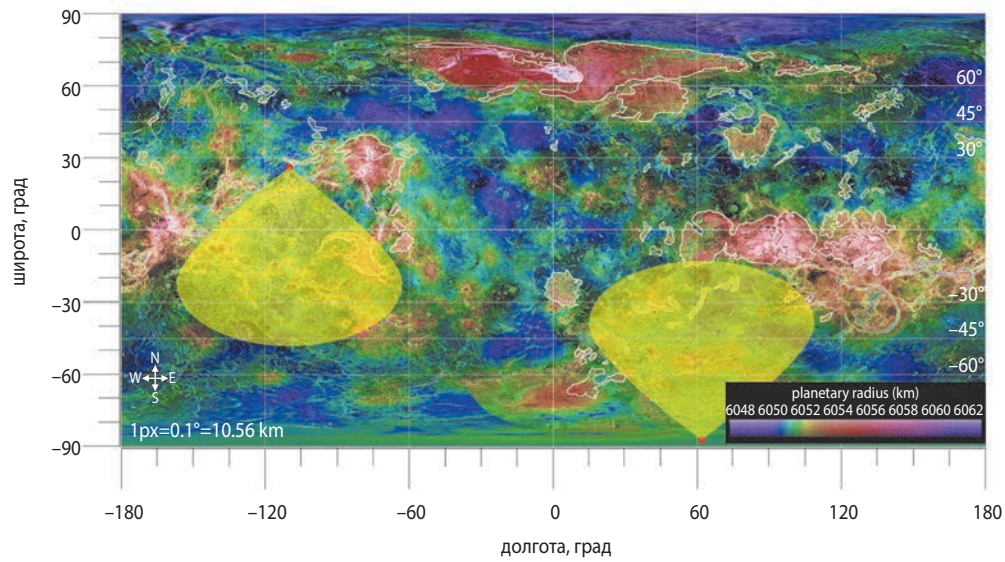
таблица 3 – Координаты точек посадки баллистического аппарата при $i=90^\circ$

дата и время прилёта, TDB	Северное полушарие		Южное полушарие	
	широта, град	долгота, град	широта, град	долгота, град
27.02.2030 15:00:00	25.93	-109.86	-87.02	61.76
02.03.2030 22:30:00	36.22	-112.35	-80.14	-113.32
03.03.2030 18:00:00	50.77	-116.47	-68.75	-117.87

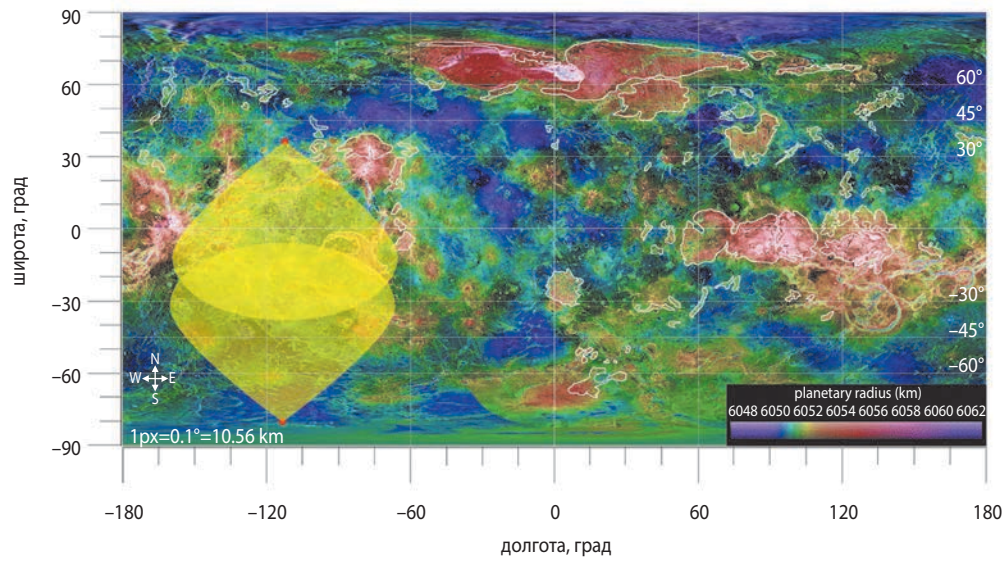


рисунки 1. Места посадки баллистического аппарата на поверхности Венеры для трёх окон старта в 2029 году с прилётом в 2030 году

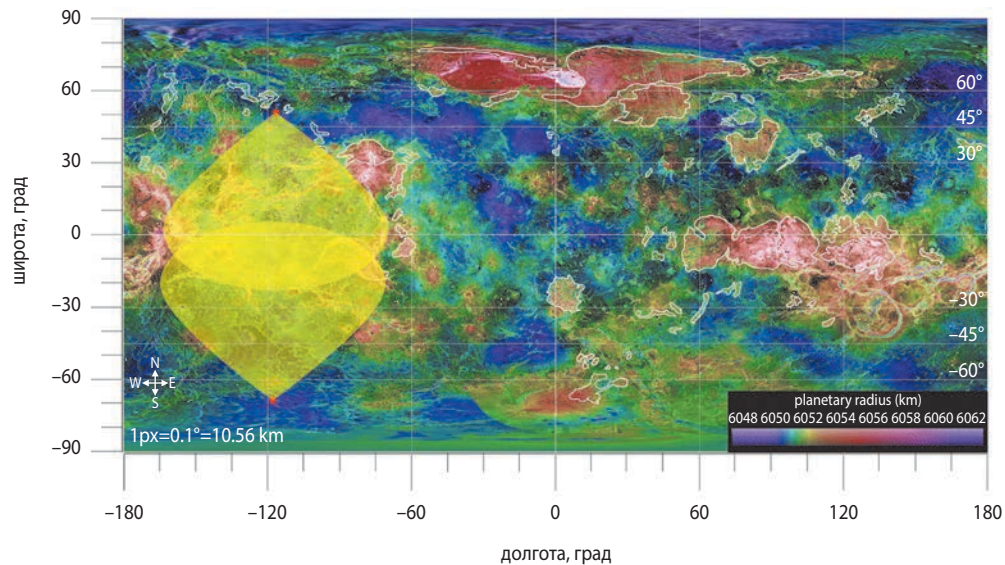
**ИССЛЕДОВАНИЕ ДОСТИЖИМЫХ РАЙОНОВ ПОСАДКИ НА ПОВЕРХНОСТИ ВЕНЕРЫ
ДЛЯ АППАРАТОВ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ**



а



б



в

а – дата прилёта 27.02.2030; **б** – дата прилёта 02.03.2030; **в** – дата прилёта 03.03.2030.

рисунок 2. Возможные области посадки на поверхности Венеры при $i=90^\circ$ для баллистического аппарата (точки отмечены красным) и для аппарата класса «несущий корпус» (жёлтая область)

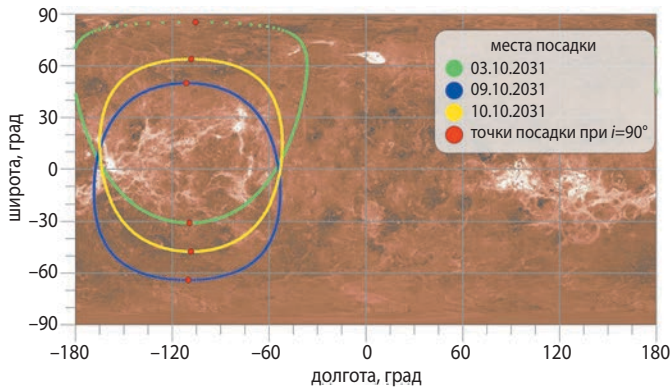


рисунок 3. Места посадки баллистического аппарата на поверхности Венеры для трёх окон старта и прилёта в 2031 году

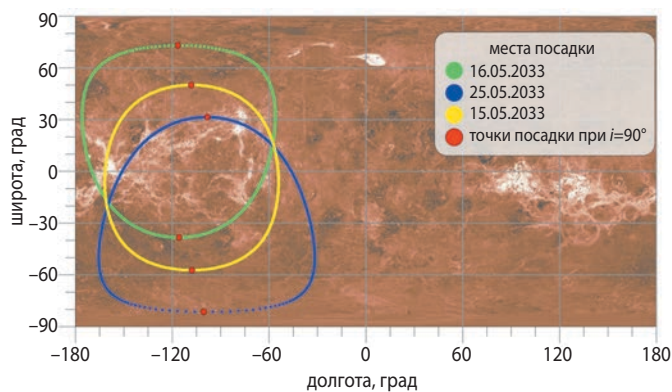


рисунок 4. Места посадки баллистического аппарата на поверхности Венеры для трёх окон старта в 2032 году с прилётом в 2033 году

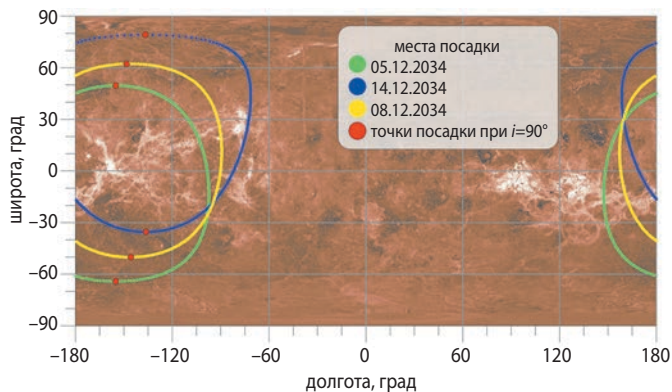


рисунок 5. Места посадки баллистического аппарата на поверхности Венеры для трёх окон старта и прилёта в 2034 году

Таким образом, использование аппарата класса «несущий корпус» позволяет расширить достижимые районы посадки на поверхности Венеры без необходимости изменения даты запуска и уменьшения массы посадочного аппарата, а соответственно, и полезной нагрузки.

При изменении параметров перелётной траектории меняется и положение мест посадки на поверхности Венеры, но при этом общие закономерности по расширению достижимых областей посадки за счёт использования посадочного аппарата класса «несущий корпус» с возможностью осуществления бокового манёвра в процессе спуска также имеют место. На рисунках 3–5 показаны места посадки для дат запуска в 2031, 2032 и 2034 годах с прилётом в 2031, 2033 и 2034 годах соответственно. При использовании аппарата класса «несущий корпус» возможно увеличение этих зон для каждой выбранной даты пуска аналогично показанному на рисунке 2 при ограничении $i=90^\circ$.

закключение

В результате проведённого исследования определены возможные зоны посадок с учётом предполагаемых дат и окон старта для аппарата баллистического типа, предполагаемого в рамках миссии «ВЕНЕРА-Д», и показаны возможности по увеличению данных зон при использовании аппарата класса «несущий корпус», способного осуществлять управляемый спуск и посадку на поверхность Венеры, что в свою очередь, позволит расширить выбор потенциально интересных для изучения зон. Кроме того, для аппарата класса «несущий корпус» характерно уменьшение максимальных перегрузок по сравнению с аппаратом баллистического класса, что обеспечивает сохранность работоспособности аппаратуры при спуске в атмосфере планеты.

Более того, такие аппараты с аэродинамическим качеством на гиперзвуковых скоростях могут осуществлять более длительный планирующий спуск при необходимости, что позволит расширить круг научных задач, которые можно провести уже на этапе спуска в атмосфере до момента достижения поверхности планеты.

список литературы

Болотин В.А., Миненко В.Е., Решетин А.Г., Скотников А.П. и др. Космический аппарат для спуска в атмосфере планеты и способы спуска космического аппарата в атмосфере планеты / Патент № 2083448 RU. МПК В64G1/62. Заявл. 05.08.1994; опубл. 10.07.1997, Бюл. № 19.

Засова Л.В., Мороз В.И., Линкин В.М., Хатунцев И.В. и др. Строение атмосферы Венеры от поверхности до 100 км // *Космические исследования*. 2006. № 44. С. 381–400.

Косенкова А.В., Миненко В.Е., Якушев А.Г. Проектный анализ аэродинамических форм аппарата для посадки на поверхность Венеры // *Полет. Общероссийский научно-технический журнал*. 2020. № 8. С. 28–42.

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. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-11-1826>.

Маров М.Я., Хантресс У.Т. Советские роботы в Солнечной системе. Технологии и открытия. М.: Физматлит, 2013. 612 с.

Мошнеев А.А., Шириаков 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.

Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1969. 500 с.

Шириаков А.Е., Карчаев Х.Ж., Мошнеев А.А., Лоханов И.В. На шаг впереди (к 80-летию ОКБ НПО имени С.А. Лавочкина) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 2. С. 3-19.

Эйсмонт Н.А., Засова Л.В., Симонов А.В., Коваленко И.Д. и др. Сценарий и траектория миссии «ВЕНЕРА-Д» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 4. С. 11-18.

Abdrakhimov A.M. Geochemical comparison of volcanic rocks from terrestrial intraplate oceanic hot spots with Venusian surface material // *Geochemistry International*. 2005. Vol. 43, № 8. P. 732-747.

Bullock M.A., Senske D.A., Balint T.S., Benz A. 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 (дата обращения: 14.03.2020).

Colin L., Hall C.F. The Pioneer Venus Program // *Space Science Reviews*. 1977. № 20. P. 283-306.

Dunne J.A., Burgess E. The Voyage of Mariner 10: Mission to Venus and Mercury (NASA SP-424). National Aeronautics and Space Administration Scientific and Technical Information Office. Washington, D.C, 1978. 217 p.

Ghail R.C., Hall D., Mason P.J., Herrick R.R. et al. VenSAR on EnVision: Taking earth observation radar to Venus // *International Journal of Applied Earth Observation and Geoinformation*. 2018. Vol. 64. P. 365-376. <https://doi.org/10.1016/j.jag.2017.02.008>.

Glaze L.S., Wilson C.F., Zasova L.V., Nakamura M. et al. Future of Venus Research and Exploration // *Space Science Review*. 2018. № 89. URL: <https://doi.org/10.1007/s11214-018-0528-z>.

Greaves J.S., Richards A.M.S., Bains W., Rimmer P.B. et al. Phosphine gas in the cloud decks of Venus // *Nature Astronomy*. 2020. URL: <https://doi.org/10.1038/s41550-020-1174-4>.

Hautaluoma G., Handal J. NASA Selects Four Possible Missions to Study the Secrets of the Solar System // *NASA News*. 2020. URL: <https://www.nasa.gov/press-release/nasa-selects-four-possible-missions-to-study-the-secrets-of-the-solar-system> (дата обращения: 14.03.2020).

Ivanov M.A., Head J.W. Global geological map of Venus // *Planetary Space Science*. 2011. Vol. 59. P. 1559-1600. doi: 10.1016/j.pss.2011.07.008.

Kliore A.J., Moroz V.I., Keating G.M. The Venus International Reference Atmosphere // *Advances in Space Research*. 1985. Vol. 5. № 11. P. 1-305.

Kosenkova A.V. Investigation of the possibilities of aerodynamic forms of a lander capable of maneuverable descent in the Venus atmosphere // *AIP Conference Proceedings*. 2019. URL: <https://doi.org/10.1063/1.5133309>.

Limaye S.S., Kossin J.P., Rozoff C., Piccioni G. et al. Vortex circulation on Venus: Dynamical similarities with terrestrial hurricanes // *Geophysical Research Letters*. 2009. Vol. 36, № 4. L04204. doi: 10.1029/2008GL036093.

Nakamura M., Kawakatsu Y., Hirose C., Imamura T. et al. Return to Venus of the Japanese Venus Climate Orbiter AKATSUKI // *Acta Astronautica*. 2013. Vol. 93. P. 384-389. URL: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.07.027>.

Phase II report of the Venera-D Joint Science Definition Team. URL: <https://www.lpi.usra.edu/vexag/reports/Venera-DPhaseIIFinalReport.pdf> (дата обращения: 18.03.2020).

Report of the Venera-D Joint Science Definition Team. URL: http://www.iki.rssi.ru/events/2017/venera_d.pdf (дата обращения: 18.03.2020).

Saunders R.S., Spear A.J., Allin P.C., Austin R.S. et al. Magellan mission summary // *Journal of Geophysical Research: Planets*. 1992. Vol. 97, Iss. E8. P. 13067-13090. URL: <https://doi.org/10.1029/92JE01397>.

Titov D.V., Lellouch E., Taylor F.W., Marinangeli L. et al. Venus Express: An orbiter for the study of the atmosphere, the plasma environment, and the surface of Venus. Mission Definition Report. ESA-SCI (2001)6. Eur. Space Agency. Paris. URL: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.110.7859&rep=rep1&type=pdf> (дата обращения: 18.03.2020).

Venera-D Landing Sites selection and Cloud Layer Habitability Workshop. October 2-5, 2019. IKI, Moscow, Russia. URL: <http://www.venera-d.cosmos.ru/index.php?id=workshop2019&L=2> (дата обращения: 20.04.2020).

Статья поступила в редакцию 24.12.2020

Статья после доработки 31.12.2020

Статья принята к публикации 31.12.2020

ИНТЕРВАЛЬНОЕ ОЦЕНИВАНИЕ НАДЁЖНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ПРОЦЕССЕ НАЗЕМНОЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ

INTERVAL ESTIMATION OF THE SPACECRAFT RELIABILITY DURING GROUND EXPERIMENTAL VERIFICATION



С.Н. Шевченко¹,
профессор, доктор технических наук,
SHevchenkoSN@laspace.ru;
S.N. Shevchenko

В статье предложен метод интервального оценивания надёжности космических аппаратов по результатам испытаний в процессе наземной экспериментальной отработки. Обоснована целесообразность использования логарифмически нормального закона при описании распределения оценок показателя надёжности мультипликативного вида. Получены выражения для определения границ доверительного интервала такого показателя, позволяющие повысить обоснованность решения о возможности запуска и принятия космического аппарата в эксплуатацию.

Ключевые слова: космический аппарат; наземная экспериментальная отработка; показатель надёжности; интервальное оценивание; доверительный интервал.

DOI: 10.26162/LS.2021.51.1.003

Одним из важнейших этапов создания космических аппаратов (КА) является их наземная экспериментальная отработка, включающая проведение испытаний в условиях, близких к условиям эксплуатации, а также, при необходимости, проведение доработок по результатам этих испытаний. Основная цель таких испытаний состоит в контроле соответствия показателей надёжности КА и его систем заданным в ТЗ на его разработку требуемым значениям. Результатом такого контроля является решение о соответствии

The article summarizes a method of the interval estimation of the spacecraft reliability following the results of the tests during the ground experimental verification. The relevance of usage of logarithmic-normal law is shown for classification of distribution of the multiplicative reliability indexes estimations. Formulas for determination of the confidence interval limits of such the indexes are obtained allowing strengthening the rationale for the authorization for the spacecraft launch and commissioning.

Key words: spacecraft; ground experimental verification; reliability index; interval estimation; confidence interval.

испытываемого опытного образца КА заданным требованиям, возможности его запуска и приёмки в эксплуатацию или решение о продолжении наземной экспериментальной отработки. Здесь под показателем надёжности понимается безотказность, характеризующаяся вероятностью безотказной работы.

Если в ТЗ указано требуемое значение показателя надёжности $P_{ТЗ}$, то решение о запуске и приёмке КА в эксплуатацию может быть принято при $\hat{P} \geq P_{ТЗ}$, а решение о продолжении экспериментальной отра-

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

ботки – при $\hat{P} < P_{ТЗ}$, где \hat{P} – точечная оценка показателя надёжности, полученная по результатам испытаний.

Однако с учётом сложной структурно-функциональной схемы КА и стохастической природы результатов испытаний во многих случаях использования точечных оценок недостаточно для принятия обоснованного решения и оценки его последствий, что обуславливает целесообразность перехода к интервальному оцениванию. В первую очередь, это необходимо при ограниченном объёме испытаний таких высоконадёжных систем ответственного назначения, какими являются современные КА. Тогда задача контроля надёжности может быть сформулирована как задача проверки статистической гипотезы о принадлежности полученного по результатам испытаний значения показателя надёжности заданному интервалу.

В общем случае построение доверительного интервала для оценки показателей надёжности затруднительно из-за отсутствия априорного значения законов их распределения. Особенно сложной задачей является расчёт их интервальных оценок.

Вместе с тем, в ряде случаев удаётся избежать такого рода затруднений, используя свойство устойчивости массовых случайных явлений. Так, для оценки показателя аддитивного вида, например, случайной величины стоимости наземной экспериментальной отработки КА

$$C = \sum_{i=1}^k C_i, \quad (1)$$

где C_i – стоимость наземной экспериментальной отработки i -й системы КА, $i \in [1, k]$;

k – количество систем, входящих в КА в соответствии с его структурно-функциональной схемой, широкое применение нашёл нормальный закон распределения, с использованием которого построение доверительных интервалов затруднений не вызывает.

Простота построения доверительных интервалов случайной величины с использованием нормального закона распределения приводит к неоправданно широкому трактованию центральной предельной теоремы теории вероятностей и применению нормального закона распределения при оценивании показателей отличного от выражения (1) вида. Так, допущение о близости распределения оценок такого показателя, как вероятность безотказной работы сложной технической системы, к нормальному приводит к неизбежному снижению точности получаемых интервальных оценок и, следовательно, к снижению достоверности принимаемых на их основе решений (Волков Л.И., 1987).

При допущении о независимости отказов отдельных систем КА показатель его надёжности может быть записан в мультипликативной форме следующего вида:

$$P = \prod_{i=1}^k P_i, \quad (2)$$

где P_i – показатель надёжности i -й системы КА, $i \in [1, k]$.

Для построения интервальных оценок показателя надёжности в виде (2) удобно воспользоваться следствием из центральной предельной теоремы, которое для случая одинаково распределённых случайных величин может быть сформулировано следующим образом.

Если P_i , $i \in [1, k]$ – одинаково распределённые независимые случайные величины с математическими ожиданиями $m(P_i)$ и дисперсиями $D(P_i) = \sigma^2(P_i)$, то при неограниченном увеличении k закон распределения случайной величины P , заданной в виде (2), неограниченно приближается к логарифмически нормальному (Браунли К.А., 1977; Вентцель Е.С., 1999). Здесь $\sigma^2(P_i)$ – среднее квадратическое отклонение (СКО) случайной величины P_i .

Введём вспомогательную случайную величину $Z = \ln P$ и прологарифмируем выражение (2)

$$Z = \ln P = \ln P_1 + \ln P_2 + \dots + \ln P_k = \sum_{i=1}^k \ln P_i. \quad (3)$$

Очевидно, что при $P_i > 0$, $i \in [1, k]$ выражение (3) удовлетворяет условиям центральной предельной теоремы и распределение случайной величины Z неограниченно приближается к нормальному. Тогда распределение случайной величины P стремится к логарифмически нормальному закону с плотностью распределения (Браунли К.А., 1977)

$$\varphi(P) = \left[\frac{1}{\sigma(Z)\sqrt{2\pi}P} \right] \exp \left\{ -\frac{[m(Z) - \ln P]^2}{2\sigma^2(Z)} \right\}, \quad (4)$$

где $m(Z)$, $\sigma(Z)$ – математическое ожидание и СКО нормально распределённой величины $Z = \ln P$.

При этом математическое ожидание и СКО случайной величины P , т.е. $m(P)$ и $\sigma(P)$, связаны с параметрами закона распределения случайной величины Z следующими соотношениями (Браунли К.А., 1977):

$$\begin{aligned} m(P) &= \exp[m(Z) - \sigma^2(Z)/2]; \\ \sigma^2(P) &= \exp[2m(Z) + \sigma^2(Z)] [\exp \sigma^2(Z) - 1]. \end{aligned} \quad (5)$$

Имеющееся при этом ограничение $P_i > 0$, $i \in [1, k]$ не снижает практической значимости используемого следствия из центральной предельной теоремы, т.к. показатели надёжности любой сложной технической системы, в том числе КА, определены в положительной области числовой оси.

Требование центральной предельной теоремы об одинаковости распределений случайных величин также не является жёстким условием её применимости. В частности, в соответствии с условием Линдберга достаточно выполнения требования о независимости слагаемых в (3) и о незначительности вклада их дисперсий в общую дисперсию (Вентцель Е.С., 1999).

С учётом изложенного выше доверительные интервалы для оценки показателя надёжности КА вида (2) можно получить следующим образом.

Пусть в процессе j -го цикла испытаний получены оценки математического ожидания и дисперсии показателей надёжности систем КА $P_i, i \in [1, k]$, входящих в показатель надёжности КА в целом P вида (2)

$$\hat{m}_i(P_i) \text{ и } \hat{D}_i(P_i), i \in [1, k].$$

Полученные точечные оценки математического ожидания и дисперсии (выборочные среднее и дисперсия) независимы для всех i . Это позволяет для расчёта точечных оценок показателя надёжности КА в целом применить теоремы умножения математических ожиданий и дисперсий (Вентцель Е.С., 1999)

$$\left. \begin{aligned} \hat{m}_j(P) &= \prod_{i=1}^k \hat{m}_j(P_i); \\ \hat{D}_j(P) &= \prod_{i=1}^k (\hat{D}_j(P_i) + \hat{m}_j^2(P_i)) - \prod_{i=1}^k \hat{m}_j^2(P_i), \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

где $\hat{m}_j(P), \hat{D}_j(P)$ – оценки математических ожиданий показателя надёжности КА и показателей надёжности его систем;

$\hat{D}_j(P), \hat{D}_j(P_i)$ – оценка дисперсий показателя надёжности КА и показателей надёжности его систем.

Выражения (6) позволяют получить несмещённые, состоятельные и асимптотически эффективные оценки показателя P .

Параметры логарифмически нормального закона распределения в выражении (4) с учётом (5) можно записать в следующем виде (Хальд А., 1956):

$$\left. \begin{aligned} m(Z) &= \ln[m(P)/\sqrt{(1+D(P)/m^2(P))}]; \\ D(Z) &= \ln[1+D(P)/m^2(P)]. \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

Используя вспомогательную случайную величину Z для расчёта интервальных оценок, запишем соответствующий доверительный интервал (толерантные пределы), в котором с заданной вероятностью находится значение величины Z

$$\hat{Z}_H < Z < \hat{Z}_B.$$

Границы интервала могут быть определены из следующих соотношений:

$$\begin{aligned} \hat{Z}_H &= m(Z) - K_T \sigma(Z); \\ \hat{Z}_B &= m(Z) + K_T \sigma(Z), \end{aligned}$$

где K_T – коэффициент толерантности, зависящий от уровня доверительной вероятности γ и значения задаваемой вероятности $P_{\text{зад}}$.

Для небольших объёмов испытаний n коэффициент толерантности может быть определён из соотношения (Хальд А., 1956)

$$K_T = U_{P_{\text{зад}}} \sqrt{(n-1)/\chi_{n-1; 1-\gamma}^2} \cdot (1+1/2n), \quad (8)$$

где $U_{P_{\text{зад}}}$ – квантиль нормального распределения уровня $P_{\text{зад}}$, определяемая из выражения

$$P_{\text{зад}} = \frac{1}{2\pi} \int_{-U_{P_{\text{зад}}}}^{U_{P_{\text{зад}}}} \exp(-\frac{t^2}{2}) dt;$$

$\chi_{n-1; 1-\gamma}^2$ – квантиль распределения χ^2 , соответствующая числу степеней свободы $n-1$ и вероятности $1-\gamma$;

n – число испытаний.

В общем случае число испытаний систем КА может быть различным. Вместе с тем, учитывая, что их натурные испытания являются, как правило, дорогостоящими, объёмы этих испытаний ограничены, поэтому можно сделать допущение о равенстве количества испытаний всех систем КА, т.е.

$$n_1 = n_2 = \dots = n_i = \dots = n_k = n.$$

С учётом того, что $P = \exp(Z)$, нижняя и верхняя границы доверительного интервала оценки показателя надёжности КА определяются по формулам

$$\begin{aligned} \hat{P}_H &= \exp[m(Z) - K_T \sigma(Z)]; \\ \hat{P}_B &= \exp[m(Z) + K_T \sigma(Z)], \end{aligned}$$

которые после подстановки выражений (7) и (8) принимают следующий вид:

$$\left. \begin{aligned} \hat{P}_H &= \frac{\hat{m}(P)}{\sqrt{1+\hat{D}(P)/\hat{m}^2(P)}} \exp \left\{ -U_{P_{\text{зад}}} \sqrt{n-1/\chi_{n-1; 1-\gamma}^2} \times \right. \\ &\quad \left. \times (1+1/2n) \sqrt{(\ln(1+\hat{D}(P)/\hat{m}^2(P)))} \right\}; \\ \hat{P}_B &= \frac{\hat{m}(P)}{\sqrt{1+\hat{D}(P)/\hat{m}^2(P)}} \exp \left\{ U_{P_{\text{зад}}} \sqrt{n-1/\chi_{n-1; 1-\gamma}^2} \times \right. \\ &\quad \left. \times (1+1/2n) \sqrt{(\ln(1+\hat{D}(P)/\hat{m}^2(P)))} \right\}. \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

Таким образом, по зависимостям (9) можно определить границы, в которых с задаваемой вероятностью $P_{\text{зад}}$ и доверительной вероятностью γ находится значение показателя надёжности вида (2) обрабатываемого КА. Использование интервального оценивания показателя надёжности повышает обоснованность решения о возможности запуска и принятия КА в эксплуатацию.

список литературы

Браунли К.А. Статистическая теория и методология в науке и технике. М.: Наука, 1977. 407 с.
 Вентцель Е.С. Теория вероятностей. М.: Наука, 1999. 576 с.
 Волков Л.И. Управление эксплуатацией летательных комплексов. М.: Высшая школа, 1987. 400 с.
 Хальд А. Математическая статистика с техническими приложениями. М.: Иностранная литература, 1956. 664 с.

Статья поступила в редакцию 01.02.2021
 Статья после доработки 01.02.2021
 Статья принята к публикации 01.02.2021

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СТОЙКОСТИ ГОФРИРОВАННЫХ СЕТОЧНЫХ ПРОТИВОМЕТЕОРНЫХ ЭКРАНОВ

EXPERIMENTAL STUDY OF THE RESISTANCE OF CORRUGATED MESH MICROMETEOROID/ORBITAL DEBRIS SHIELDS



Д.Б. Добрица¹,
кандидат
технических наук,
dobrica@laspace.ru;
D.B. Dobritsa



Б.Ю. Ященко¹,
кандидат
технических наук,
kom501@laspace.ru;
B.Yu. Yashchenko



С.В. Пашков²,
кандидат
технических наук,
s300@ngs.ru;
S.V. Pashkov



Ю.Ф. Христенко²,
доктор физико-
математических наук,
hrs@niipmm.tsu.ru;
Yu.F. Khristenko

В статье предложен способ количественной оценки защитных свойств преграды при высокоскоростном ударе, использующий регистрирующую многослойную мишень, помещаемую за пределами защитного экрана. Проведено экспериментальное исследование сеточных противометеорных экранов, которое подтвердило повышение защитных свойств при каскадном расположении сеток (сначала крупная, затем мелкая) и при замене плоской сетки на гофрированную.

Ключевые слова: сеточный экран; противометеорная защита; высокоскоростное соударение.

DOI: 10.26162/LS.2021.51.1.004

ВВЕДЕНИЕ

Функционирование космического аппарата (КА) сопровождается воздействием ряда факторов космического пространства (Иванков А.А., Куришаков М.Ю., Твердохлебова Е.М., 2020), среди которых есть два основных фактора риска повреждения аппарата вы-

The article proposes a method for quantitatively assessing the protective properties of a spacecraft shielding structure at hypervelocity impact, using a recording multi-layer target placed outside the shield. An experimental study of mesh shields resistance to micrometeoroid/orbital debris damage was carried out, which confirmed increase in protective properties with a cascade arrangement of meshes (first large, then small) and when replacing a flat mesh with a corrugated one.

Keywords: mesh shield; micrometeoroid/orbital debris shielding; hypervelocity impact.

сокоскоростными частицами – воздействие метеорных тел (Багров А.В., Леонов В.А., Сорокин Н.А., 2019) и фрагментов космического мусора. Подбор противометеорной защиты проводится, как правило, по заданным параметрам её работоспособности,

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

² Научно-исследовательский институт прикладной математики и механики Томского государственного университета, Россия, г. Томск.

Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Russia, Tomsk.

которые получают экспериментально и с помощью численного моделирования. При экспериментальном исследовании высокоскоростного пробития защитных экранов оптимальным результатом может считаться получение баллистической кривой, которая является необходимой составляющей исходных данных для расчёта вероятности отсутствия критического повреждения конструкции при её нахождении в космическом пространстве. Однако подобный подход, даже с точки зрения получения баллистического предела для конкретного значения скорости, требует выполнения большого объёма экспериментов для различных комбинаций массы ударника, скорости и угла соударения. При использовании экранов сложной геометрической формы дополнительно возникает неопределённость из-за различной реакции при попадании ударника в различные точки экрана с учётом его неоднородности.

Кроме того, подобные эксперименты не дают ответа на вопрос, насколько опасны фрагменты, если пробитие произошло. Особенно это актуально для сеточных защитных экранов, которые эффективно дробят ударники и рассеивают импульс, но всегда имеют запреградное облако фрагментов ударника и сеточного экрана.

Сеточные экраны уже значительное время исследуются и применяются в космонавтике в качестве противометеорной защиты. Баллистические уравнения для сеточных экранов с двойным бампером (mesh double bumper, MDB) разработаны в 90-х годах прошлого века (Christiansen E.L., Kerr J.H., 1993), тогда же была подтверждена высокая эффективность экранов (Horz F., Cintala M.J., Bernhard R.P., See T.H., 1995). Практическое применение сеточных экранов в виде установки на МКС в некоторых зонах модуля ФГБ «Заря» систем защиты, содержащих стальные

сетки, отмечено в (Sanchez G.A., Christiansen E.L., 1996); имеются исследования, направленные на поиск вариантов оптимизации сеточных защитных конструкций, аналогичных применённым (Безруков Л.Н., Гадасин И.М., Мягков Н.Н., Шумихин Т.А., 2014).

В работе (Герасимов А.В., Пашков С.В., Христенко Ю.Ф., 2011) представлены результаты теоретического и экспериментального исследования сеточных защитных экранов. Описаны эксперименты по высокоскоростному соударению элементов конструкций КА с использованием пороховых и легкогазовых баллистических установок. Результаты испытаний показали значительное увеличение работоспособности сеточного экрана по сравнению с обычным экраном аналогичной поверхностной плотности.

В статье (Марков А.В., Коношенко В.П., Беглов Р.И., Соколов В.Г. и др., 2018) дан обзор вопросов проектирования экранной защиты модулей российского сегмента Международной космической станции (МКС), отмечено применение сеток и гофрированных листов в качестве экранов в составе многослойной защиты от микрометеоритов и космического мусора. В целом, все исследования подтверждают повышенные защитные свойства противометеорных экранов при наличии в их конструкции слоёв из металлических сеток.

Существуют различные способы количественной оценки пробивающей способности (или энергии) облака фрагментов, образующихся в запреградном пространстве. В исследованиях высокоскоростных взаимодействий часто применяется метод мягкого захвата высокоскоростных частиц с помощью материалов, обладающих низкой плотностью (микропористая пена, аэрогель, пенополистирол), позволяющий оценить массу и размер вторичных частиц

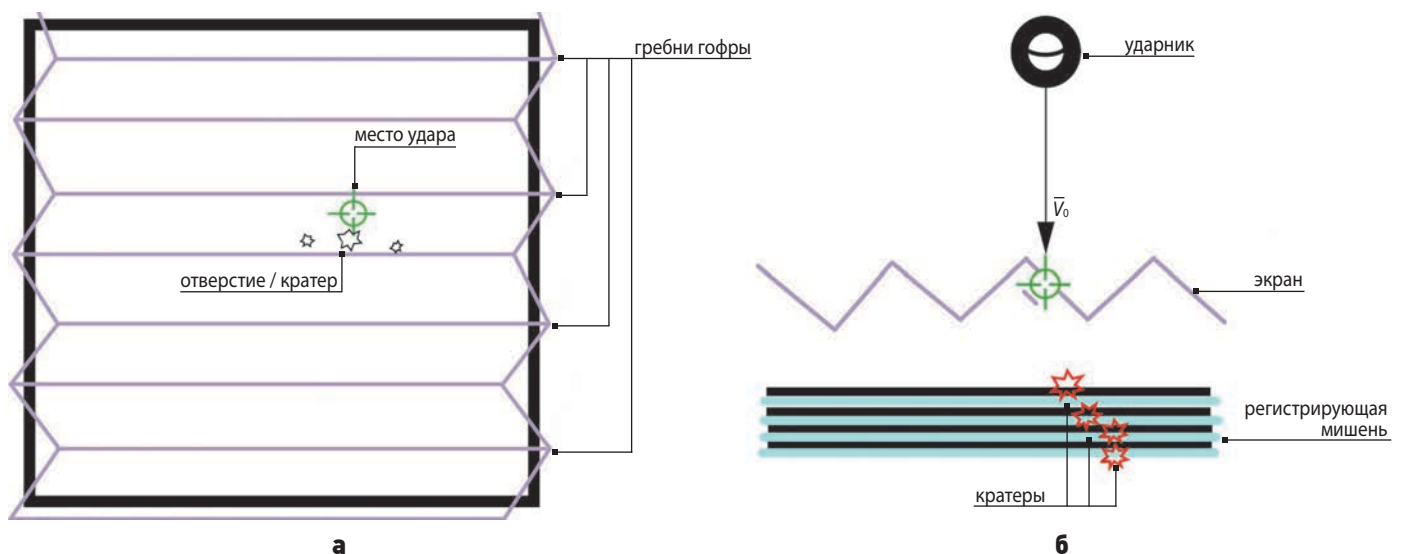


рисунок 1. Схема эксперимента по высокоскоростному воздействию

(Shumikhin T.A., Myagkov N.N., Bezrukov L.N., 2012). Широко используется контрольная металлическая пластина-свидетель, размещаемая за мишенью, или наборы тонких алюминиевых пластин (Putzar Robin et al., 2013) для исследования пробивающей способности и пространственного распределения частиц в облаке фрагментов.

1. Способ оценки свойств преграды

Предлагается способ количественной оценки защитных свойств преграды и снижения импульса ударника при её пробитии. Регистрирующая мишень представляет собой конструкцию, помещаемую за пределами защитного экрана (рисунок 1). Мишень состоит из 10–20 слоёв алюминиевой фольги, разделенных пластинами пенополистирола. Учитывая низкую пробивную стойкость алюминиевой фольги, число пробитых слоёв может служить количественной оценкой пробивной способности запреградного облака фрагментов, в первую очередь, крупных фрагментов частицы и преграды. Устанавливая мишень на заданном расстоянии от преграды, можно оценить радиус разлета частиц запреградного облака фрагментов, сохранивших пробивную способность и представляющих опасность для оборудования.

Зазор между защитным экраном и регистрирующей мишенью, при его сравнительно небольшом (около нескольких сантиметров) размере, также может регулироваться с помощью плиты из пенополистирола. Это позволяет создать единую сборку, которую гораздо удобнее использовать при экспериментальных работах, чем набранные по отдельности пластины или слои.

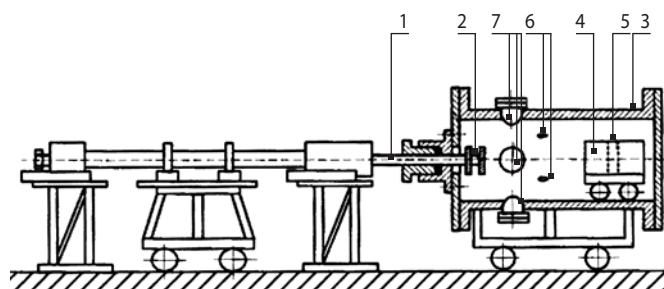


рисунок 2. Схема экспериментального стенда



рисунок 3. Внешний вид экспериментального стенда

таблица – Параметры и результаты экспериментов по пробитию металлических сеток

№	защитный экран (набор слоёв)	результат
1	крупная сетка (+пенополистирол 8 мм) мелкая сетка (+пенополистирол 8 мм)	пробито шесть из восьми слоёв фольги, на седьмом листе следов нет
2	гофра (45°) из крупной сетки (+пенополистирол 8 мм) мелкая сетка (+пенополистирол 8 мм)	удар строго по впадине гофры, пробито пять из восьми слоёв фольги; на шестом листе незначительные вмятины
3	гофра (45°) из крупной сетки (+пенополистирол 8 мм) гофра (45°) из мелкой сетки (+пенополистирол 8 мм) слои гофры взаимно перпендикулярны	пробито три из восьми слоёв фольги, на четвертом листе следов нет
4	крупная сетка (+пенополистирол 8 мм)	пробито 13 из 13 слоёв фольги, на тринадцатом листе крупное отверстие
5	гофра (45°) из мелкой сетки (+пенополистирол 8 мм)	пробито 11 из 15 слоёв фольги, на двенадцатом листе вмятина

2. Противометеорная защита со слоями из металлической сетки

Предложенный подход был применён для экспериментального исследования стойкости сеточных противометеорных экранов. В качестве ударника использовались шарики из алюминия диаметром 1,5 мм. Алюминий примерно соответствует по плотности хондритам (наиболее распространённой подгруппе в классификации метеоритов) и широко используется в качестве ударников, имитирующих микрометеориты, а также частицы космического мусора. Ударники ускорялись в легкогазовой двухступенчатой установке (Герасимов А.В., Добрица Д.Б., Пашков С.В., Христенко Ю.Ф., 2016) до скоростей порядка 5 км/с. Для упрощения экспериментов был использован режим свободного метания, когда ша-

рик ускоряется в стволе непосредственно газовым потоком. В этом случае отпадает необходимость отделения и отсечки фрагментов поддона.

На рисунках 2, 3 показана схема и внешний вид экспериментального стенда. В экспериментах со скоростями до 2,5 км/с используются одноступенчатые пороховые баллистические установки. Скорости до 5,5 км/с можно получить на двухступенчатых легкогазовых установках (ЛГУ) с «тяжёлым поршнем», а скорости до 8 км/с и выше – на ЛГУ с «лёгким поршнем».

Экспериментально исследовались защитные экраны, включающие в себя слои из плоской и гофрированной сетки. Патент на конструкцию защитного экрана на основе гофрированной металлической сетки принадлежит АО «НПО им. С.А. Лавочкина» (Добрица Д.Б., Герасимов А.В., Пашков С.В., Христенко Ю.Ф., 2017).

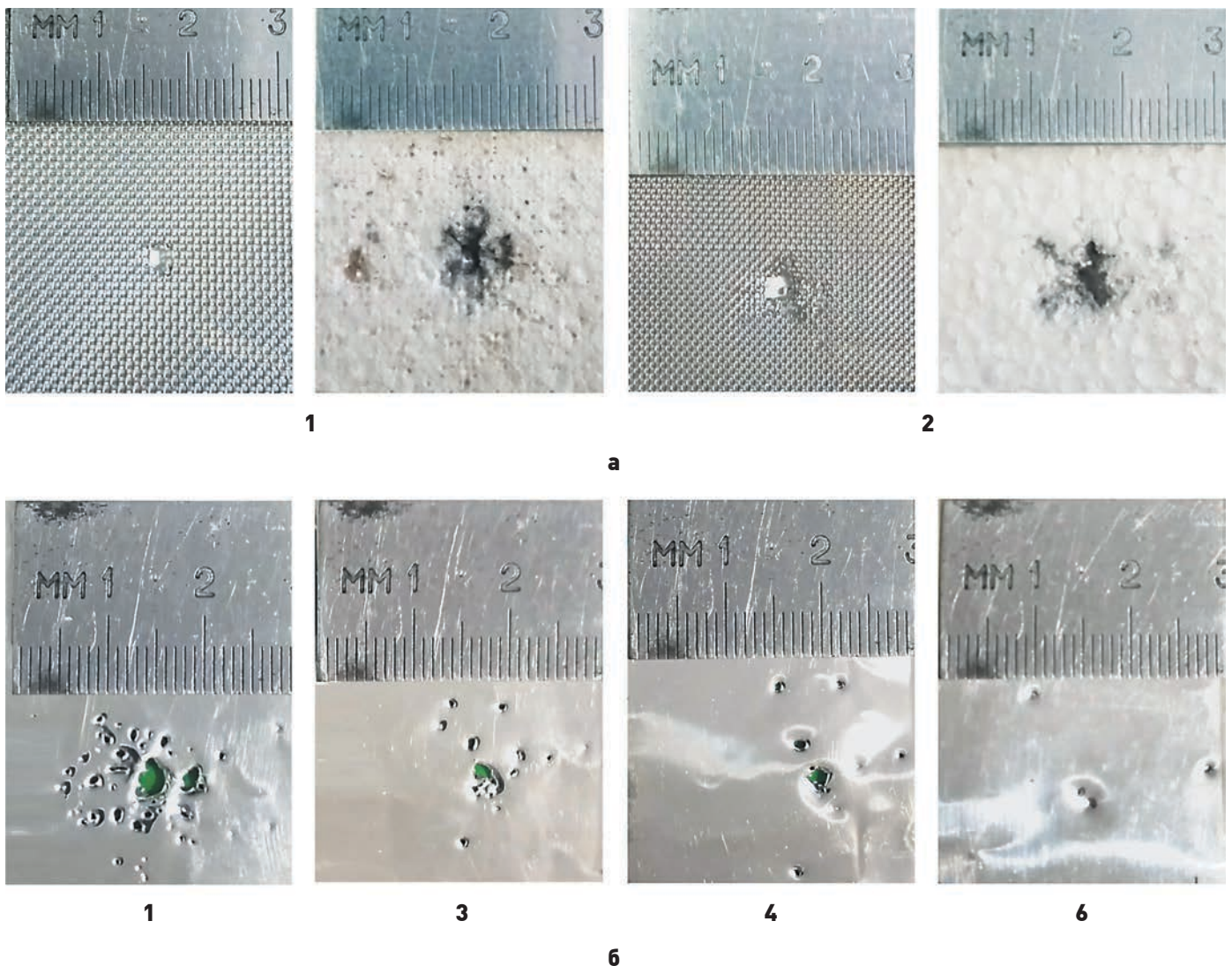
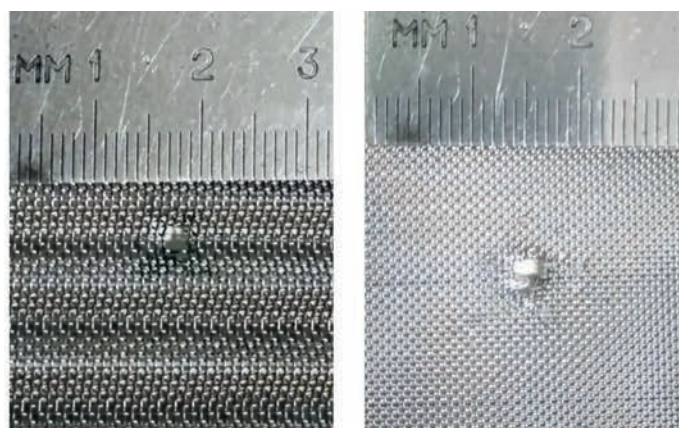


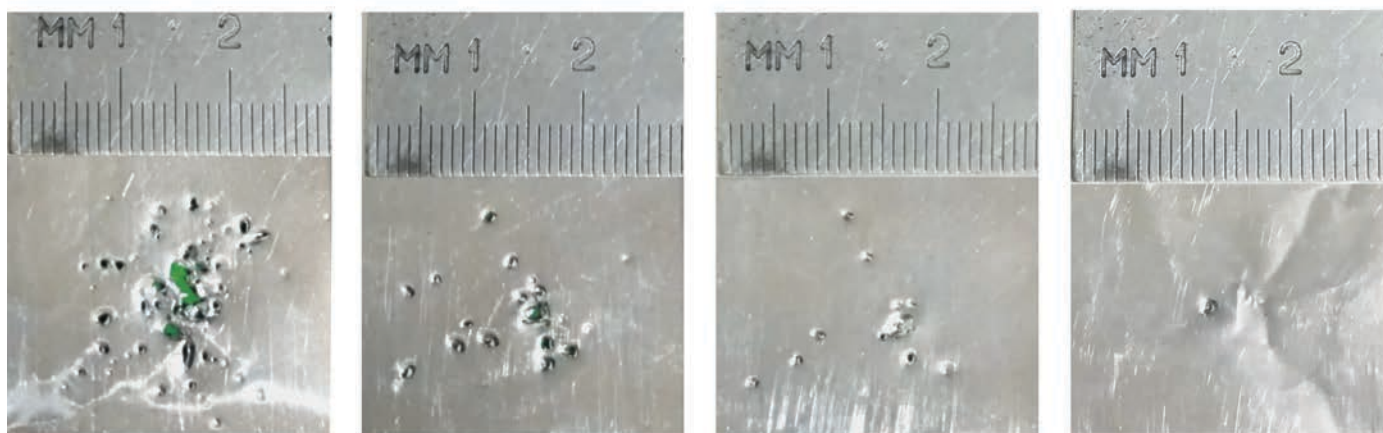
рисунок 4. Повреждения в эксперименте № 1: слоёв 1 и 2 защитного экрана (а); слоёв 1, 3, 4 и 6 регистрирующей мишени (б)



1

2

а



1

3

4

6

б

рисунок 5. Повреждения в эксперименте № 2: сеток **1** и **2** защитного экрана (**а**); слоёв **1, 3, 4** и **6** регистрирующей модельной мишени (**б**)

В данной работе в экспериментах использовались два типоразмера металлической сетки (сталь 12Х18Н10Т) в различных комбинациях (один или два слоя, гофра и/или плоская сетка). Параметры крупной сетки: проволока $d=0,3$ мм; просвет $a=0,5$ мм (шаг $s=0,8$ мм); поверхностная плотность $\rho_A=1,50$ кг/м². Параметры мелкой сетки: проволока $d=0,2$ мм; $a=0,356$ мм ($s=0,556$ мм); $\rho_A=0,95$ кг/м².

В модельной мишени использовалась 30 мкм алюминиевая фольга, разделённая пластинами пенополистирола толщиной 8 мм. Использовался пенополистирол с плотностью 25 кг/м³. Регистрирующая мишень в каждом опыте была многослойной (до 15 слоёв фольги, разделённых 8-мм пластинами из пенополистирола). При использовании гофрированной сетки угол гофры брался равным 45°, шаг гофры 10 мм, высота гофры 5 мм. Сеточные экраны отделялись от многослойной мишени также пластинами 8 мм пенополистирола.

В таблице приведены параметры и результаты экспериментов по пробитию металлических сеток.

3. Результаты экспериментальных испытаний

На рисунке 4 показаны результаты эксперимента № 1. Эксперимент показал, что пробивная способность запреградного облака фрагментов оказалась достаточной для пробития ещё пяти слоёв алюминиевой фольги. С каждым слоем фольги количество пробоин быстро уменьшается, что говорит о значительной степени фрагментации ударника на двойном сеточном экране, в результате которой превалируют лёгкие фракции осколков, не обладающие кинетической энергией, достаточной для повреждения значительного количества регистрирующих слоёв мишени.

Несмотря на повышенные защитные свойства гофрированной сетки, замена слоя из крупной сет-

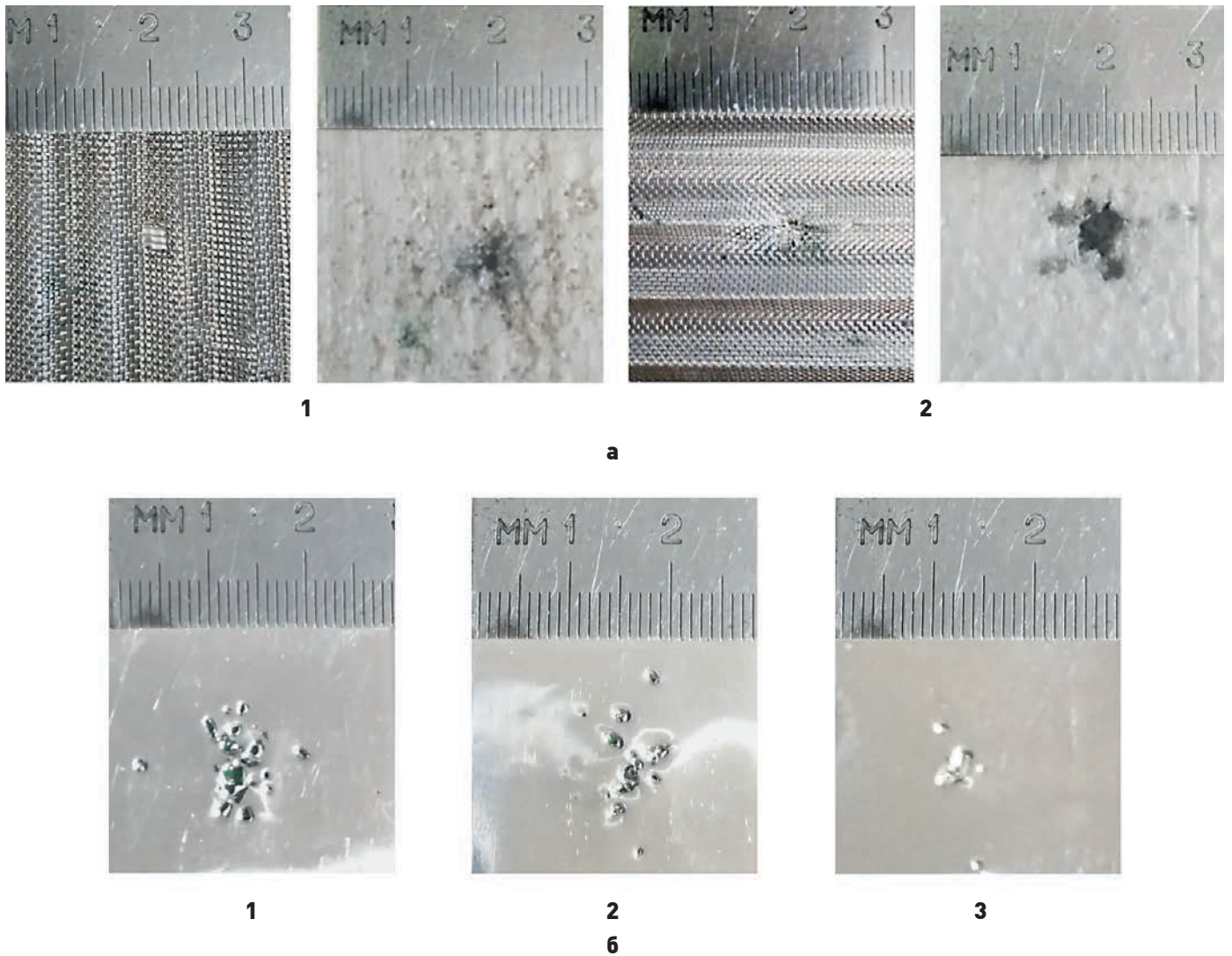


рисунок 6. Повреждения в эксперименте № 3: слоёв **1** и **2** защитного экрана (**а**); слоёв **1–3** регистрирующей модельной мишени (**б**)

ки на слой из гофрированной крупной сетки в эксперименте № 2 (рисунок 5) не привела к принципиальному снижению пробивной способности облака фрагментов. Однако это объясняется тем, что удар пришёл строго по впадине гофры, а радиус закругления в месте изгиба гофры сравним с радиусом ударника. Тем самым, у «эффекта тёрки», присущего гофрированной сетке, в данном случае не было возможности проявиться. За счёт большого радиуса кривизны в точке удара можно считать, что локальный наклон был околонулевым и поверхностная плотность преграды в точке удара также принципиально не изменилась по сравнению с поверхностной плотностью плоской сетки. Стоит отметить, что, по оценочным результатам численного моделирования авторов, оптимальный угол наклона гофры находится в интервале 60–75 градусов. Такой угол обеспечивает и максимальное дробление ударника, и не столь резкое снижение эффективности при ударе строго в вершину или впадину гофры.

В эксперименте № 3 (рисунок 6) использовались два слоя гофрированной сетки (крупная и мелкая). Ориентация гребней гофры была взаимно перпендикулярной для обеспечения максимального отклонения и рассеивания облака фрагментов. В данном эксперименте уже значимым образом сработал «эффект тёрки», поэтому пробивная способность облака фрагментов снизилась до трёх слоёв алюминиевой фольги. На листах мишени видно отсутствие крупных осколков, количество и размер пробоин быстро уменьшаются.

Для более корректной оценки преимуществ использования гофрированного слоя требуется провести сравнительные эксперименты для слоёв из плоской металлической сетки и гофрированной сетки, с поверхностной плотностью, идентичной в плоскости преграды. Учитывая, что при гофрировании поверхностная плотность слоя увеличивается обратно пропорционально косинусу угла наклона гофры, для сравнительных экспериментов гофру следует делать

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СТОЙКОСТИ ГОФРИРОВАННЫХ СЕТОЧНЫХ ПРОТИВОМЕТОРНЫХ ЭКРАНОВ

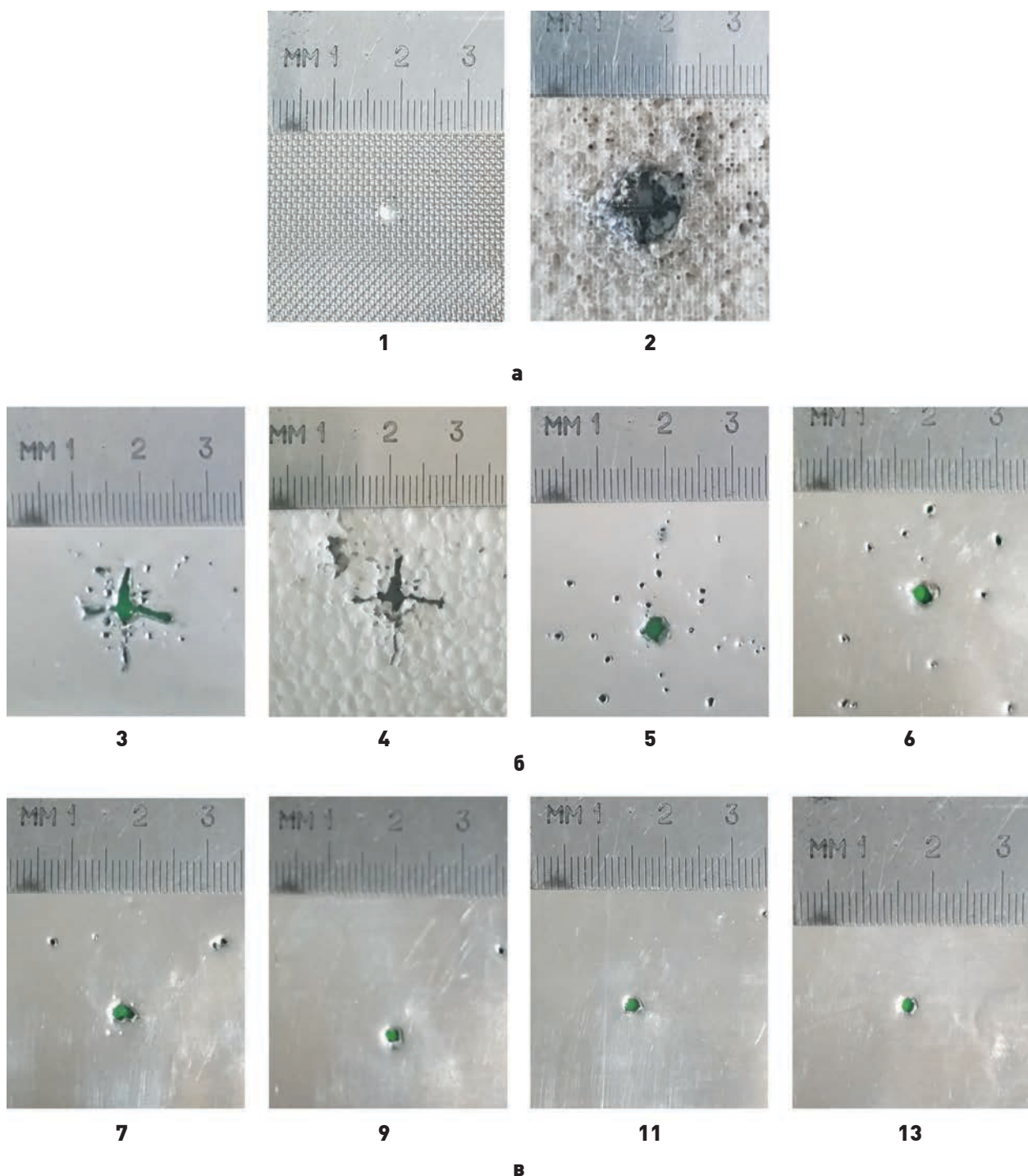


рисунок 7. Повреждения в эксперименте № 4: защитного экрана из плоской сетки **1** и слоя пенополистирола **2** (а); листов модельной мишени: первый слой – фольга **3**, первый слой – пенополистирол **4**, третий слой – фольга **5**, пятый слой – фольга **6** (б); слоёв **7, 9, 11, 13** регистрирующей мишени (в)

из мелкой сетки. С этой целью было проведено два эксперимента – с плоской крупной сеткой (эксперимент № 4, поверхностная плотность слоя $\rho_A=1,50$ кг/м², рисунок 7) и с гофрированной мелкой сеткой (эксперимент № 5, угол гофрирования 45°, $\rho_A=1,35$ кг/м², рисунок 8).

На рисунке 7б в первом слое хорошо виден характерный для соударения высокоскоростного шарика с плоским сеточным экраном крестообразный разлёт

фрагментов (*Gongshun G., Ruitao N., 2013; Шумихин Т.А., Мягков Н.Н., Безруков Л.Н., 2014*), из которых в дальнейшем, по мере пробивания слоёв мишени частицами запреградного облака фрагментов, постепенно выделяется максимальный фрагмент, обладающий наибольшей пробивной способностью, значительно превышающей таковую у остальных более мелких частиц.

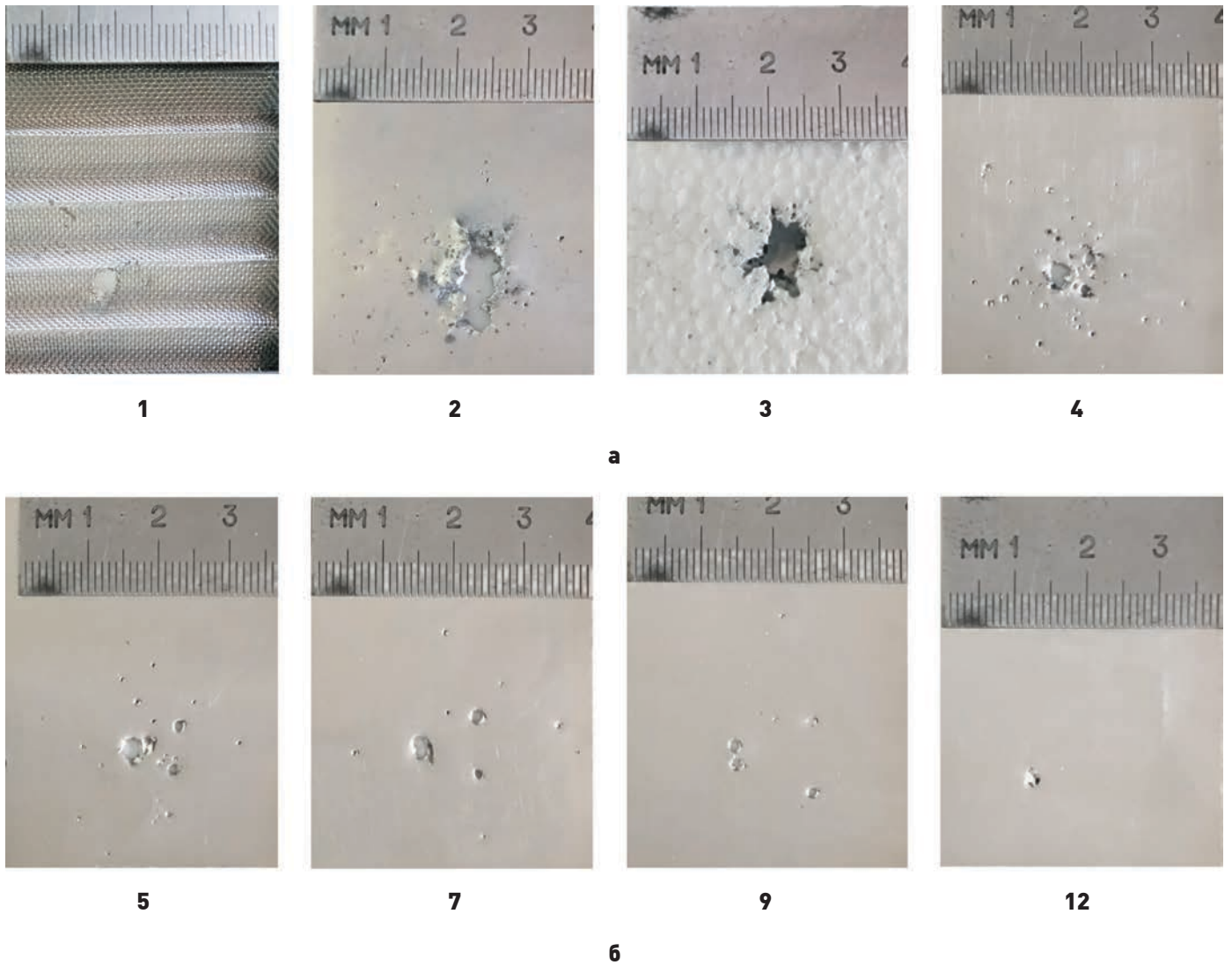


рисунок 8. Повреждения в эксперименте № 5: защитных экранов, включающих: гофру из мелкой сетки **1**, фольги первого слоя регистрирующей мишени **2**, первого слоя пенополистирола регистрирующей мишени **3** (**а**); слоёв **4, 5, 7, 9, 12** регистрирующей мишени (**а, б**)

К сожалению, в эксперименте № 4 с крупной плоской сеткой оценка пробивной способности оказалась заниженной и 13 слоёв фольги не хватило для остановки самого крупного фрагмента. В то же время в эксперименте № 5 точка удара (рисунок 8) позволила полностью проявиться всем преимуществам гофрированной сетки. Несмотря на то, что слой гофрированной мелкой сетки обладает меньшей поверхностной плотностью, его эффективность оказалась выше, чем у более тяжёлой крупной плоской сетки. Для более лёгкого гофрированного экрана пробивной способности осколков хватило на 11 слоёв мишени, в то время как для обычного сеточного экрана были пробиты все 13 слоёв, а большое отверстие на последнем говорит о том, что пробивная способность неразрушенной части ударника ещё достаточно велика.

Полученные в экспериментах № 4, 5 данные подтверждают результаты численного моделирования (Добрица Д.Б., Паишков С.В., Христенко Ю.Ф., 2020) в том, что при равной поверхностной плотности защитные свойства гофрированных сеточных экранов существенно выше, чем у экранов из плоской сетки, благодаря «эффекту тёрки» и большему рассеиванию облака фрагментов.

закключение

Предложен эффективный и удобный вариант конструкции модельной мишени, позволяющей количественно сравнивать защитные свойства противометеорных экранов без построения баллистической кривой, которая требует проведения значительного числа экспериментов. С помощью данного подхода

было проведено сравнительное тестирование защитных экранов разной конфигурации.

Экспериментально подтверждено значительное улучшение защитных свойств при каскадном расположении сеток (сначала крупная, затем мелкая) и при замене плоской сетки на более тонкую гофрированную равной удельной массы.

Помимо повышенных защитных свойств и большого потенциала для повышения живучести космических аппаратов, использование гофрированной металлической сетки может решить ряд конструктивных проблем с жесткостью и виброустойчивостью защитных экранов. Гофра, заполненная пеной или приваренная микросваркой к тонкой фольге или к другому гофрированному слою с направлением гребня перпендикулярно первому, имеет достаточную жёсткость для независимого крепления в виде панелей. Комбинированная защита, в которой используются подобные слои, может при определённых условиях даже выступать в роли несущего элемента конструкции.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Российского научного фонда (проект № 16-19-10264).

список литературы

Багров А.В., Леонов В.А., Сорокин Н.А. Метеорная опасность при межпланетных перелётах в плоскости эклиптики // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 1. С. 71-79.

Безруков Л.Н., Гадасин И.М., Мягков Н.Н., Шумихин Т.А. Тестирование прототипа защиты космического аппарата от метеороидов и частиц орбитального мусора // Механика композиционных материалов и конструкций. 2014. Т. 20, № 4. С. 646-662.

Герасимов А.В., Добрица Д.Б., Пашков С.В., Христенко Ю.Ф. Теоретико-экспериментальное исследование способа защиты космических аппаратов от высокоскоростных частиц // Космические исследования. 2016. Т. 54, № 2. С. 126-134. DOI: 10.7868/S0023420616020011.

Герасимов А.В., Пашков С.В., Христенко Ю.Ф. Теоретико-экспериментальное исследование ударного взаимодействия осколков с различными видами защиты космических аппаратов // Механика деформируемого твердого тела. Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. 2011. № 4. С. 1433-1435.

Добрица Д.Б., Пашков С.В., Христенко Ю.Ф. Исследование эффективности сеточных гофрированных экранов для защиты космических аппаратов от воздействия метеорно-техногенных частиц // Космические исследования. 2020. Т. 58, № 2. С. 1-7. DOI: 10.31857/S0023420620020028.

Добрица Д.Б., Герасимов А.В., Пашков С.В., Христенко Ю.Ф. Экран для защиты космического аппарата от высокоскоростного ударного воздействия частиц космической среды. Патент на изобретение № 2623782. 29.06.2017.

Иванков А.А., Куршаков М.Ю., Твердохлебова Е.М. Расчётное исследование собственной внешней атмосферы космических аппаратов разработки АО «НПО Лавочкина» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 30-37. DOI: 10.26162/LS.2020.49.3.004.

Марков А.В., Коношенко В.П., Беглов Р.И., Соколов В.Г. и др. Основные направления и результаты работ по защите российского сегмента МКС от метеороидов и космического мусора // Космическая техника и технологии. 2018. № 4. С. 16-28.

Шумихин Т.А., Мягков Н.Н., Безруков Л.Н. Распределение кинетической энергии между морфологически различимыми частями облака фрагментов ударника при пробитии тонких дискретных преград // Механика композиционных материалов и конструкций. 2014. Т. 20, № 2. С. 319-331.

Christiansen E.L., Kerr J.H. Mesh Double-Bumper Shield: A low-weight alternative for spacecraft meteoroid and orbital debris protection // International Journal of Impact Engineering. 1993. Vol. 14. P. 169-180. DOI: 10.1016/0734-743X(93)90018-3.

Gongshun G., Ruitao N. Numerical Simulation of Hypervelocity Impact on Mesh Bumper Causing Fragmentation and Ejection // Key Engineering Materials. 2013. Vols. 525-526. P. 401-404. DOI: 10.4028/www.scientific.net/KEM.525-526.401.

Horz F., Cintala M.J., Bernhard R.P., See T.H. Multiple-mesh bumpers: a feasibility // International Journal of Impact Engineering. 1995. Vol. 17. P. 431-442. DOI: 10.1016/0734-743X(95)99868-R.

Putzar Robin et al. Screening Tests for Enhanced Shielding Against Hypervelocity Particle Impacts for Future Unmanned Spacecraft // 6th European Conference on Space Debris, Darmstadt, Germany. 2013. Vol. 6.

Sanchez G.A., Christiansen E.L. FGB energy block meteoroid and orbital (M/OD) debris shield test report. JSC-27460. 1996. NASA, Johnson Space Center, Houston.

Shumikhin T.A., Myagkov N.N., Bezrukov L.N. Properties of ejecta generated at high-velocity perforation of thin bumpers made from different constructional materials // International Journal of Impact Engineering. 2012. Vol. 50. P. 90-98. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2012.06.008.

Статья поступила в редакцию 15.03.2021

Статья после доработки 16.03.2021

Статья принята к публикации 16.03.2021

ОБЗОР МЕТОДОВ И АЛГОРИТМОВ ПРОДОЛЬНОЙ ИНТЕРФЕРОМЕТРИИ ДЛЯ СЕЛЕКЦИИ И ОЦЕНКИ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖУЩИХСЯ ЦЕЛЕЙ С ПОМОЩЬЮ КОСМИЧЕСКИХ РСА

REVIEW OF SAR LONGITUDINAL INTERFEROMETRY METHODS AND ALGORITHMS FOR SELECTION AND MOVING TARGETS PARAMETERS ESTIMATION



А.С. Петров¹,
профессор, доктор
технических наук,
as-petr@yandex.ru;
A.S. Petrov



В.А. Чиков¹,
chvva@mail.ru;
V.A. Chikov



А.С. Волченков¹,
leftbox12@mail.ru;
A.S. Volchenkov

В данном обзоре, выполненном по материалам зарубежных публикаций, описаны принципы продольной интерферометрии, применяемые для селекции движущихся целей (СДЦ) с помощью космических радиолокаторов с синтезированной апертурой; приведены некоторые алгоритмы СДЦ и представлены базовые расчётные соотношения.

Ключевые слова:

*локатор с синтезированной апертурой;
селекция движущихся целей;
продольная интерферометрия.*

DOI: 10.26162/LS.2021.51.1.005

ВВЕДЕНИЕ

Селекция движущихся целей с определением их реального положения в пространстве, скорости и курса является одной из тех задач, которые решаются аэрокосмическими системами дистанционного зондирования Земли с помощью радиолокаторов с синтезированной апертурой (РСА). Данной проблематике посвящены отдельные разделы в монографиях (Верба В.С. и др., 2010; Радиолокационные систе-

This review, based on the materials of publications in foreign literature, describes the principles of longitudinal interferometry with space based synthetic aperture radars for moving targets indication (MTI). Some MTI algorithms are presented and basic calculation relations are presented.

Keywords:

*synthesized aperture radar;
moving targets indication;
longitudinal interferometry.*

мы..., 2008; Кондратенков Г.С., Фролов А.Ю., 2005), а также многочисленные журнальные публикации.

Доплеровские параметры сигналов, принимаемых локатором от движущихся целей, отличаются от сигналов, которые формирует фон (Raney R.K., 1971). Выявление этих отличий при обработке радиоголограмм и позволяет выполнить процедуры СДЦ. Параметры движущихся целей определяются как с помо-

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

щью РСА, работающих в моностатическом режиме, так и в системах продольной интерферометрии с антеннами, имеющими два и более разнесенных фазовых центра, а также с антеннами, установленными на различных платформах.

За последние годы достигнуты впечатляющие успехи в области СДЦ с помощью моностатических систем РСА, причём с использованием как традиционных методов обработки доплеровского спектра (Renga A., Moccia A.G., 2016), так и новых подходов к спектральному анализу. В их числе дробное преобразование Фурье (ДрПФ) (Pelich R. et al., 2016) и его взвешенный вариант (Tao R., Li Y.-L., Wang Y., 2010), называемый в зарубежной литературе укороченным во времени ДрПФ. Кроме того, успешно применяется ряд интегральных преобразований, формирующих частотно-временное распределение отображаемых сигналов, которые описаны в обзоре (Cohen L., 1989). В работе (Park J.-W., Won J.-S., 2011) для эффективной оценки доплеровских параметров сигналов, принимаемых от движущихся целей аппаратурой TerraSAR-X, использовано преобразование, формирующее в частотно-временной области распределение Вигнера – Вилле (PBB – WVD).

Вместе с тем, установлено, что применение методов продольной интерферометрии позволяет расширить диапазон измеряемых скоростей движущихся целей и повысить достигаемую точность их оценки.

Цель данного обзора состоит в том, чтобы, используя материалы публикаций в зарубежной литературе, раскрыть основные принципы продольной интерферометрии, привести расчётные соотношения и описать некоторые алгоритмы, применяемые для СДЦ с помощью РСА.

1. Метод продольной интерферометрии и оценка ошибки радиальной составляющей скорости цели

Принцип измерения радиальной компоненты скорости движения объектов на земной поверхности с помощью РСА, работающих в продольно-траекторном интерферометрическом режиме, состоит в следующем. Создаётся аппаратура, которая может излучать и принимать отражённые от цели сигналы в два последовательных момента, разделённых малым интервалом времени Δt . Пространственное положение точки наблюдения, в которой располагается измерительная аппаратура в эти два момента времени, в идеале должно быть зафиксировано. Тогда фаза сигнала, принимаемого в первый момент времени, будет равна $\Phi_1 = -(4\pi/\lambda)R_1(t)$, во второй $\Phi_2 = -(4\pi/\lambda) \times R_2(t+\Delta t)$. Их разность $\Phi = \Phi_1 - \Phi_2 = (4\pi/\lambda)[R_2(t+\Delta t) - R_1(t)]$, где λ – длина волны; V_r – радиальная скорость

цели; $R_{1,2}$ – расстояния от двух платформ до цели. Если бы цель была неподвижна, то $R_1(t) = R_2(t+\Delta t)$ и $\Phi = 0$. При её движении в радиальном направлении со скоростью V_r в течение интервала времени Δt наклонная дальность изменится на величину $V_r \Delta t$, что вызовет изменение значения разности фаз $\Phi = \Phi_1 - \Phi_2 = (4\pi/\lambda)V_r \Delta t$. В интерферометрических системах измеряемым параметром как раз и является фазовый сдвиг. Зная его, можно определить радиальную составляющую скорости движения цели:

$$V_r = (\Phi/4\pi)(\lambda/\Delta t).$$

Практически описанное выше последовательное во времени измерение расстояния до объекта может быть выполнено путём размещения на движущейся платформе двух антенн в продольном направлении по отношению к траектории полёта или антенны с разнесёнными фазовыми центрами. Это могут быть и две независимые, продвигающиеся друг за другом со скоростью V платформы, разделённые расстоянием d , рисунок 1.

При измерениях, выполняемых в интерферометрическом режиме, необходимо знание абсолютного значения фазового сдвига Φ . Однако аппаратура может определить его лишь в интервале от 0 до 2π . В литературе предложены различные методы восстановления абсолютного значения фазы. Однако для их реализации, например, при измерении высоты, обязательно требуется наличие, по меньшей мере, одной наблюдаемой опорной цели, имеющей точную геометрическую привязку и известную высоту. При измерении скорости пришлось бы иметь такую же опорную точку, для которой также была бы известна и скорость её движения. Поэтому для избегания процедуры восстановления абсолютного значения фазы поступают иначе. Задают максимально допустимый

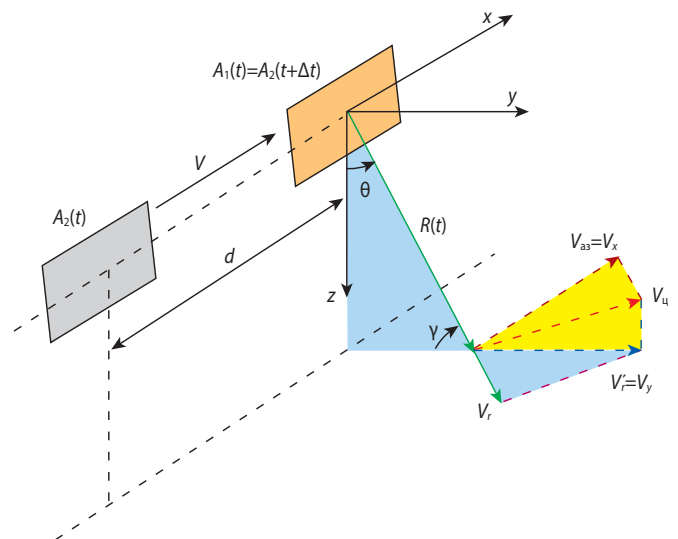


рисунок 1. Расположение антенн при продольно-траекторной интерферометрии

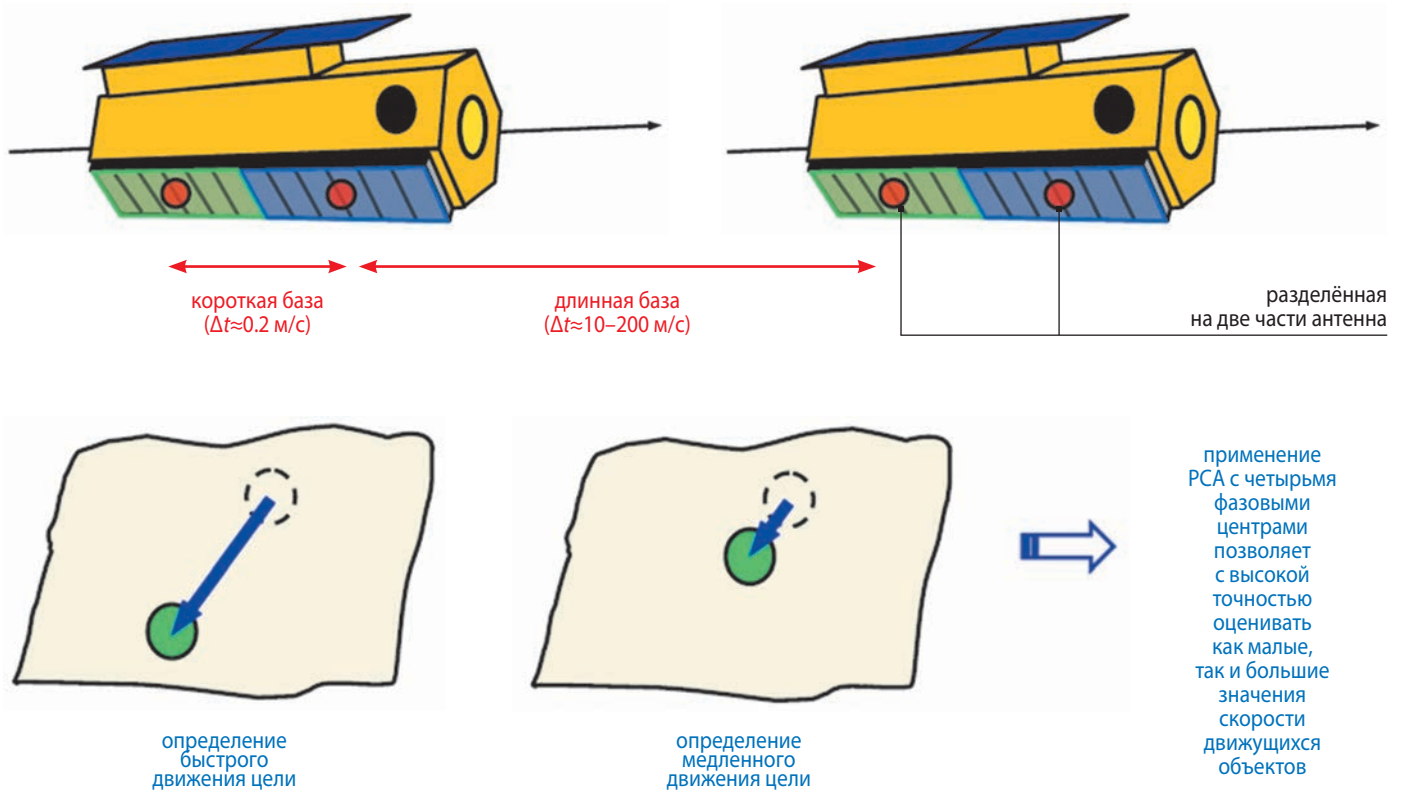


рисунок 2. Продольно-траекторная интерферометрия в системе TanDEM-X

интервал $[-V_{r\max}, V_{r\max}]$ скорости объекта, подлежащей измерению, и фазы $[-\pi, \pi]$. Поскольку $\Delta t = d/V$, то $|\Phi| = (4\pi/\lambda)V_r\Delta t = (4\pi d/\lambda)(V_{r\max}/V) \leq \pi$.

Из этого неравенства вытекают ограничения:

$$d \leq \lambda V / (4V_{r\max}), V_{r\max} \leq \lambda V / (4d) \text{ и } \Delta t \leq V / (4V_{r\max}).$$

При известных значениях длины волны, скорости движения платформы и требуемом значении максимальной измеряемой радиальной составляющей скорости движения объектов приведённое выражение позволяет определить расстояние между фазовыми центрами двух антенн.

В работе (Moccia A., Rufino G., 2001) в явном виде получено выражение для оценки дисперсии ошибки определения радиальной составляющей скорости цели, выраженные через её чувствительности к ошибкам задания следующих параметров: скорости движения платформы V , продольного расстояния между фазовыми центрами антенн d , фазового сдвига между сигналами в двух антеннах Φ , размера базы по осям y и z (B_y и B_z), высоты полёта платформы h , локального радиуса Земли a и наклонной дальности R . Оно имеет следующий вид

$$\sigma_{V_r}^2 = \sum_{i=1}^8 (\partial V_r / \partial p_i)^2 \sigma_{p_i}^2$$

где через p_i обозначены восемь параметров в приведённом и указанном выше порядке. Частные производные определяются с помощью следующих соотношений:

$$\partial V_r / \partial V = \Delta l / d \leq V_{r\max} / V;$$

$$\partial V_r / \partial d = -4V_{r\max} \Delta l / (\lambda d) \leq -4V_{r\max} (V_{r\max} / V) \lambda^{-1};$$

$$\partial V_r / \partial \Phi = V_{r\max} / \pi;$$

$$\partial V_r / \partial B_y = (4V_{r\max} / \lambda) \sin \theta;$$

$$\partial V_r / \partial B_z = (4V_{r\max} / \lambda) \cos \theta;$$

$$\partial V_r / \partial h = -[4V_{r\max} r_e / (\lambda R a)] B_{zy};$$

$$\partial V_r / \partial a = (4V_{r\max} / \lambda) (R^{-1} - a^{-1} \cos \theta) B_{zy};$$

$$\partial V_r / \partial R = (4V_{r\max} / \lambda) (a^{-1} - R^{-1} \cos \theta) B_{zy},$$

где $\Delta l = \lambda(\Phi/4\pi) - (B_z \cos \theta + B_y \sin \theta) = V_r \Delta t$; $B_{zy} = B_z + B_y \operatorname{tg} \theta$.

Таким образом, парциальные составляющие дисперсии ошибки определения радиальной скорости можно выразить через произведения парциальных чувствительностей, нормированных к максимальному значению радиальной скорости, и дисперсии ошибок парциальных параметров как

$$(\partial V_r / \partial p_i) (\sigma_{p_i} / V_{r\max}).$$

Ряд проблем, связанных с созданием систем продольной интерферометрии, удалось успешно решить в германской системе TerraSAR-X, в которой использована фазированная антенная решетка (Cherniakov M., 2008; Krieger G., 2006). В режиме передачи сигнал излучается всей апертурой, тогда как в режиме приёма он поступает и затем обрабатывается в раздельности для каждой половины, фактически выступающей как самостоятельная антенна. Для измерения малых скоростей реализуется конфигурация, состоящая из двух аппаратов, рисунок 2. Спиральная форма орбиты позволяет гибко изменять требуемое разнесение спутников, а малое продольное разнесение сенсоров обеспечивается на каждом спутнике в отдельности.

Развёрнутый анализ работы РСА, работающего в режиме продольной интерферометрии, с аппаратурой TerraSAR-X/TanDEM-X, установленной на двух платформах, сделан в работе (Baumgartner S.V., Krieger G., 2016). Исследование проведено в предположении о том, что цель перемещается на земной поверхности с продольной и радиальной составляющими скорости v_x и v_r , а также может иметь радиальное ускорение a_r . Показано, что доплеровские центроиды и скорости изменения доплеровской частоты на двух платформах определяются следующим образом:

$$f_{дн,i} = -(2/\lambda)(v_r - V_{r,i}),$$

$$K_{д,i} = -(2/\lambda)\{[V_{эф,i}^2 - V_{r,i}^2 + 2(v_r V_{r,i} - v_x V_i)]R_i^{-1} + a_r\}.$$

Здесь $i=1, 2$ – номер платформы; V_i – её орбитальная скорость; $V_{r,i}$ – радиальная составляющая скорости платформы; $V_{эф,i}$ – эффективная скорость, $V_{эф,i}^2 = V_i^2 - \mathbf{R}_i^T \mathbf{A}_i$; \mathbf{R}_i – радиус-векторы, направленные с двух платформ на цель; \mathbf{A}_i – их ускорения соответственно. Если сдвиг доплеровского центроида, связанный с вращением Земли вокруг своей оси, компенсирован за счёт соответствующей пространственной ориентации платформы, то $V_{r,i} = 0$. В этом случае приведённые выше соотношения упрощаются:

$$f_{дн,i} = -(2/\lambda)v_r,$$

$$K_{д,i} = -(2/\lambda)[(V_{эф,i}^2 - 2v_x V_i)/R_i + a_r].$$

Для неподвижной цели $v_x = 0$ и $a_r = 0$, поэтому

$$K_{д,i} = K_{0,i} = -2V_{эф,i}^2/(\lambda R_i).$$

Если азимутальный сигнал обрабатывается фильтром, согласованным с сигналом, принимаемым от неподвижных целей, который характеризуется скоростью изменения доплеровской частоты $K_{0,i}$, то изображение точечной цели сдвинется по медленному (азимутальному) времени на интервал $\Delta t_i = -f_{дн,i}/K_{д,i}$, которому будет соответствовать сдвиг в продольном направлении на расстояние $\delta x_i = (f_{дн,i}/K_{д,i})V_{дн,i}$, где $V_{дн,i} \approx V_{эф,i}^2/V_i$ – скорость движения отпечатка диаграммы направленности (ДН) антенны на земной поверх-

ности. Кроме того, произойдёт сдвиг цели в радиальном направлении $\delta r_i = (\lambda f_{дн,i}^2)/4K_{0,i}$.

Если РСА установлены на двух платформах, движущихся в одинаковом направлении на расстоянии d друг от друга, то для стационарных целей на второй платформе время съёмки изображения будет отставать от времени его съёмки на первой платформе на интервал $\Delta t = -d/V$. При продольном движении цели со средней скоростью \bar{v}_x интервал времени окажется равным $\Delta t' = -d/(V - \bar{v}_x)$. И поскольку $\bar{v}_x \ll V$, то $\Delta t' \approx \Delta t$. За время Δt произойдёт сдвиг цели, проекции которого определятся как $\Delta x_v = \bar{v}_x \Delta t$, $\Delta r_v = \bar{v}_r \Delta t$, где \bar{v}_r – среднее значение радиальной скорости. Сдвиг по азимуту и по наклонной дальности изображений, сформированных путём свертки сигналов, отражённых от движущейся цели и принимаемых двумя аппаратами, определится следующим образом:

$$\Delta x \approx (2V_{дн,1} a_r \Delta t) / (\lambda K_{д,1}) + \Delta x_v,$$

$$\Delta r \approx 2/(\lambda K_{д,1})(a_r v_{r,1} \Delta t + 0.5 a_r^2 \Delta t^2) V_{дн,1} + \Delta r_v \approx \Delta r_v.$$

Значения Δx и Δy , полученные из анализа реальных голограмм, обозначим через $\Delta x' = x'_2 - x'_1$ и $\Delta y' = y'_2 - y'_1$. Если полагать, что ускорение движения цели на интервале времени Δt отсутствует, то $\bar{v}'_x = \Delta x'/\Delta t$, $\bar{v}'_r = \Delta r'/\Delta t$.

Поперечная составляющая скорости связана с радиальной простым соотношением $\bar{v}'_y = \bar{v}'_r / \sin \theta_n$, где θ_n – угол падения волны на поверхность. Абсолютное значение скорости движения цели $\bar{v}'_0 = (\bar{v}'_x^2 + \bar{v}'_y^2)^{0.5}$. По отношению к траектории полёта направление скорости движения объекта составит угол $\alpha_r = \arctg(\bar{v}'_y/\bar{v}'_x)$. Реальное положение движущейся

цели определится соотношениями $x'_1 = x'_{из,1} - \frac{2V_{дн,1}\bar{v}'_r}{(\lambda K_{д,1})}$, $r'_1 = r'_{из,1} - \frac{\bar{v}'_r^2}{(\lambda K_{д,1})}$, где $x'_{из,1}$ и $r'_{из,1}$ – положение цели на изо-

бражении по азимуту и по наклонной дальности.

Теперь будем полагать, что измеренное значение скорости изменения доплеровской частоты равно $K'_{д,1}$. Тогда радиальная составляющая ускорения движущейся цели определится следующим образом:

$$a'_r \approx \left(\frac{2V_1 \Delta x'}{\Delta t} - \frac{\lambda K'_{д,1} r'_{из,1}}{2} - V_{эф,1}^2 \right) \left(\frac{4V_{эф,1}^2}{(\lambda K_{д,1})} + r'_{из,1} \right)^{-1}.$$

Продольная и радиальная составляющие скорости $\bar{v}'_x = \frac{\Delta x'}{\Delta t} - \frac{2V_{дн,1} a'_r}{\lambda K'_{д,1}}$, $\bar{v}'_r = \frac{\Delta r'}{\Delta t} - 0.5 a'_r \Delta t$. Положение движущейся цели по азимутальной координате и радиальной координатам $x'_1 = x'_{из,1} - \frac{2V_{дн,1}\bar{v}'_r}{(\lambda K_{д,1})}$, $r'_1 = r'_{из,1} - \frac{\bar{v}'_r^2}{(\lambda K_{д,1})}$.

Азимутальная составляющая ускорения выражается через радиальную как $a'_x = \frac{a'_r}{(\text{tg} \alpha_r \sin \theta_n)}$. Значения

сдвига в двух изображениях цели рассчитываются путём выполнения процедуры двумерной кросс-корреляции фрагмента изображения цели $I_{\phi_1}(x,r)$, полученного аппаратурой первой платформы с изображением, полученным аппаратурой второй платформы $I_2(x,r)$ с использованием быстрого преобразования Фурье (БПФ):

$$R(x, r) = F^{-1} \{ [F(I_{\phi_1}(x, r))]^* F(I_2(x, r)) \},$$

где символы F и F^{-1} означают процедуры прямого и обратного БПФ. Значения сдвигов $\Delta x'$ и $\Delta r'$ определяются в точке максимума кросс-корреляционной функции $R(x, r)$.

Минимальное значение абсолютной скорости, определяемой путём выполнения двумерной кросс-корреляционной процедуры, оценивается неравенством $v_{0, \text{мин}} \geq \Delta_{\square} / \Delta t$, где Δ_{\square} – размер цели.

В работе (Baumgartner S.V., Krieger G., 2016) также приведены выражения и сделаны оценки ошибок определения: радиального ускорения; поправки положения цели по азимуту и по наклонной дальности; продольной, поперечной и абсолютной скорости; курса цели. Приведены многочисленные графические зависимости их значений от отношения сигнала к шуму, ЭПР цели, направления её движения, скорости и радиального ускорения, а также от интервала времени, за который космический аппарат проходит расстояние, разделяющее две платформы. Даны примеры, демонстрирующие эффективность разработанных алгоритмов для целей, движущихся как по суше, так и на морской поверхности.

Отметим также, что в аппаратуре COSMO-SkyMed Second Generation фирмы ThalesAlenia для селекции движущихся целей в качестве последнего седьмого, опционального (optional) варианта функционирования системы предусмотрена возможность её работы в режиме продольной интерферометрии.

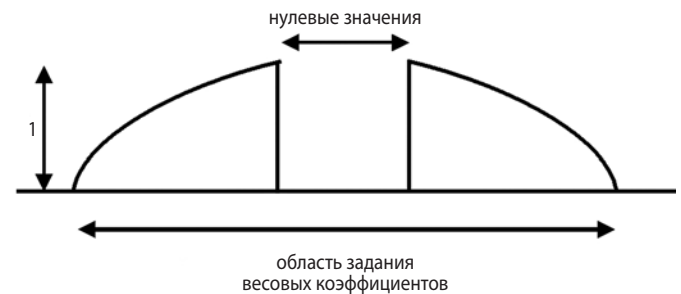
2. Алгоритм СДЦ, применённый в системе TerraSAR-X/TanDEM-X

Для выполнения процедуры СДЦ необходимо решить три основные задачи: во-первых, выделить движущиеся цели на фоне неподвижных объектов; во-вторых, оценить их реальные положения по азимутальной координате; в-третьих, определить азимутальную и радиальную составляющие вектора скорости.

Алгоритм выполняется в три основных этапа. На первом этапе происходит предпроцессорная обработка сигнала и калибровка. Из сырых сигналов, принимаемых четырьмя парциальными апертурами, формируются традиционные изображения наблюдаемой области с помощью алгоритма масштабирования сигнала с линейной частотной модуляцией (ЛЧМ). Обработка ведётся в полной полосе частот,

определяемой частотой повторения $F_{\text{п}}$ импульсов передатчика. Для формирования изображения с высоким разрешением необходимо выполнить стандартные процедуры калибровки и, кроме того, провести сорегистрацию всех данных с первым приёмным каналом. В аппаратуре TerraSAR-X/TanDEM-X эти операции выполняются с помощью экспериментального интерферометрического процессора TAXI (Prats P. et al., 2010), разработанного в институте микроволн и радиолокации Германского аэрокосмического центра.

Возможное наличие поперечной к траектории полёта составляющей базы локатора, формируемой между двумя платформами, должно быть скомпенсировано перед выполнением процедуры когерентного подавления фонового изображения от неподвижных объектов и оценкой параметров движущихся целей.



рисунки 3. Сечение усредняющего окна

В процессоре TAXI формируется цифровая модель возвышений (ЦМВ), поэтому получаемые оценки фазы, вызванные изменением высоты, использованы для компенсации искажающего влияния наличия поперечной составляющей базы.

Для увеличения отношения полезного сигнала к суммарному, состоящему из фона и шума, и вероятности обнаружения цели, вычислительные процедуры могут выполняться итеративно с использованием различных значений продольной и поперечной составляющей скорости цели для адаптивной коррекции миграции ячеек по дальности и для адаптивной азимутальной фокусировки изображения.

Другой подход описан в работе (Yang L., Wang T., Bao Z., 2008). Прежде чем приступить к обработке сигнала, предлагается выполнить три процедуры: во-первых, удалить из комплексного изображения локальную фазу плоской Земли; во-вторых, удалить составляющую фазы, обусловленную наличием поперечной составляющей базы локатора; в-третьих, подавить составляющие сигналов, принимаемых от неподвижных объектов.

Движущиеся по земной поверхности цели обычно располагаются на почти плоской поверхности.

Поэтому на первом этапе в интерферограмме для последующей селекции движущихся целей выбираются только те области, в которых фаза изменяется не более чем на 2π .

На втором этапе в интерферограмме устраняется фазовая составляющая, связанная с наличием поперечной к траектории полёта платформы проекции базы локатора. Для этого вначале формируется массив $X(m,n)=x_1(m,n)x_2^*(m,n)$, где x_1 и x_2 – две комплексные голограммы. Затем для каждого элемента вычисляется поправочное значение фазы $\phi(m,n)$, которое следует удалить из интерферометрического значения $\Phi=(2\pi/\lambda)[R_1(t)-R_2(t)]$:

$$\phi(m,n)=\arg\left\{\frac{1}{(2P+1)(2Q+1)}\sum_{p=-P}^P\sum_{q=-Q}^Q\beta(p,q)X(m+p,n+q)\right\},$$

где m, n – номера точек двух комплексных изображений; P, Q – размеры усредняющих окон по дальности и по азимуту; $0\leq\beta(p,q)\leq 1$ – весовой коэффициент. Типичный вид его распределения в окне изображён на рисунке 3. Нулевая область соответствует пикселям, в области которых наблюдается движущаяся цель.

На третьем этапе в изображении подавляются составляющие, которые соответствуют неподвижному фону. Прямое вычитание изображения цели, получаемое на двух платформах, приводит к неудовлетворительному удалению фонового сигнала, поскольку всегда имеются различия в характеристиках двух антенн и приёмных устройств. В результате функции отклика на точечную цель в изображениях двух аппаратов будут различаться. В литературе предложены методы калибровки, которые позволяют устранить эту проблему (Soumekh M., Himed B., 2002). Однако в работе (Yang L., Wang T., Bao Z., 2008) применён другой метод – адаптивной фильтрации, имеющий меньшую вычислительную трудоёмкость.

Сущность его состоит в следующем. Для каждой пары пикселей двух изображений $x_1(m, n)$ и $x_2(m, n)$ формируется вектор $\mathbf{X}=[x_1(m, n), \mathbf{X}_2]$, где \mathbf{X}_2 – вектор, состоящий из пикселя $x_2'(m, n)$ и соседних с ним пикселей (штрих означает, что этап 2 для этого сигнала выполнен). Затем формируется ковариационная матрица

$$[R]=K^{-1}\sum_{k=1}^K X_k X_k^H,$$

где K – число использованных статистически независимых отсчётов; верхний индекс H – выполнение операции эрмитовского сопряжения. После этого определяется вектор весовых коэффициентов

$$\mathbf{W}=\mu[R]^{-1}\mathbf{s},$$

где μ – нормирующий коэффициент, имеющий такое значение, при котором первый элемент вектора $\mathbf{W}_1=1, \mathbf{s}=[1,0,\dots,0]$.

Результирующее изображение определяется следующим образом:

$$\begin{aligned} y(m,n) &= \mathbf{W}^H \mathbf{X} = x_1(m,n) + \overline{\mathbf{W}}^H \mathbf{X}_2 = \\ &= x_1(m,n) - \sum_{p=-P}^P \sum_{q=-Q}^Q w(p,q) x_2'(m+p,n+q), \end{aligned}$$

где $\overline{\mathbf{W}}$ – вектор, который формируется из коэффициентов \mathbf{W} , за исключением первого элемента \mathbf{W}_1 . В оставшемся изображении выполняется процедура, позволяющая снизить вероятность появления ложной тревоги. С этой целью сравниваются уровни подавления пикселей изображения. Для неподвижных целей этот уровень оказывается существенно большим, чем для подвижных целей.

Описанная методика была проверена в (Yang L., Wang T., Bao Z., 2008) при обработке реальной голограммы участка гористой местности, в которой в передней равнинной части имеется железнодорожное полотно с движущимся составом и дорога, по которой едут два автомобиля, рисунок 4.

3. Многоканальные системы селекции движущихся целей

В канадской системе RADARSAT-2 применена антенная решетка, в которой в режиме селекции движущихся целей активизация её элементов при излучении и приёме сигнала изменяется таким образом, что формируются различные варианты активной области апертуры антенны с парциальными смещенными фазовыми центрами (Dragosevic M.V., Burwash W., Chiu Sh., 2012). На рисунке 5 изображены четыре варианта активизации элементов антенной решётки.

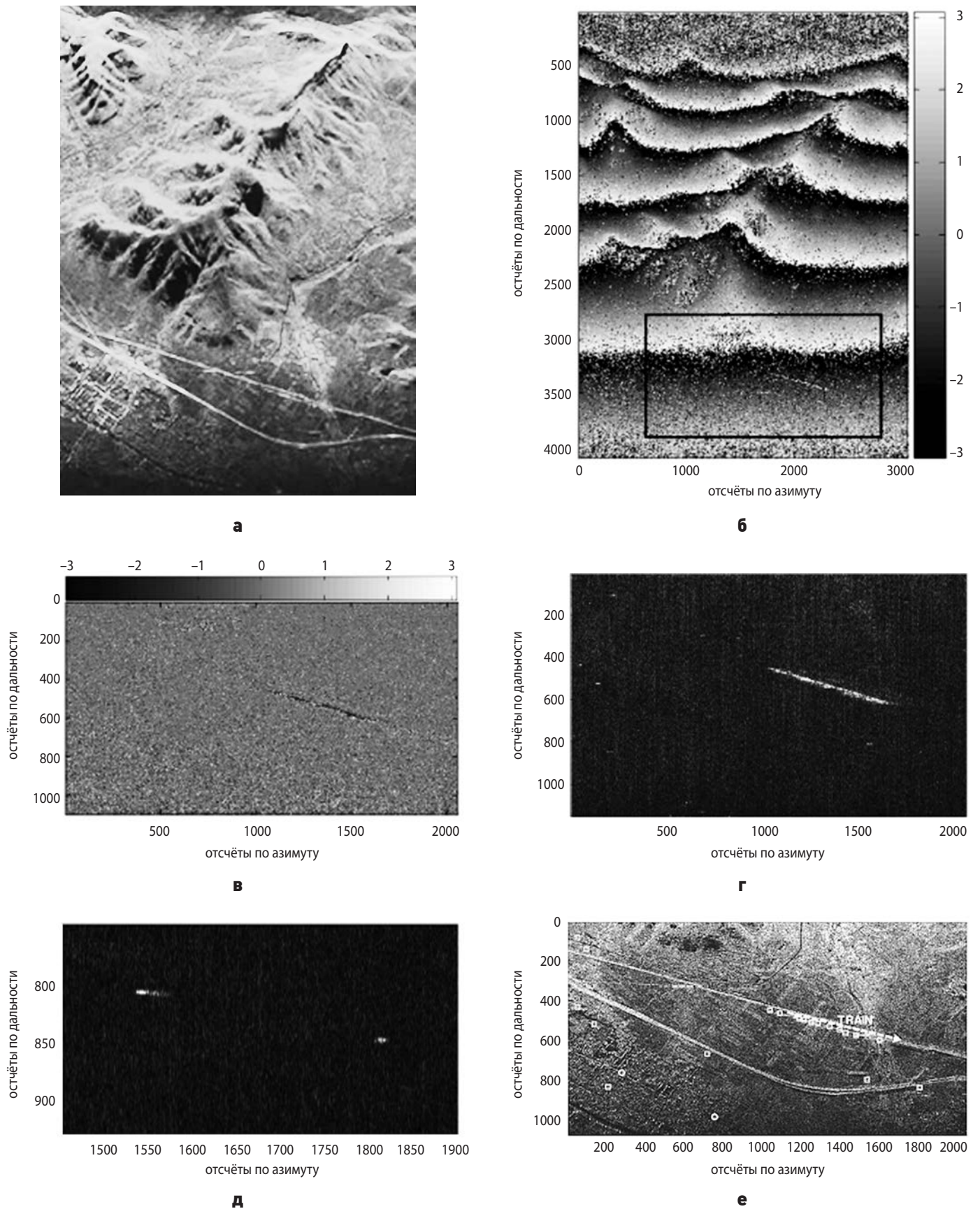
При излучении сигнала могут быть включены: все элементы, их половина или же 3/4 части от общего числа (последний вариант на рисунке 5 не показан). При приёме формируются два суммарных сигнала: либо от половины общего числа элементов, либо от четвертой части их общего числа. Очевидно, что уменьшение числа парциальных излучателей ведёт к расширению ДН-решётки, уменьшению коэффициента усиления антенны, а в режиме передачи – ещё и к уменьшению мощности сигнала.

Пусть антенна имеет $p=0,1,\dots,P-1$ фазовых центра. Тогда направление на n -ю движущуюся цель определяется путём минимизации по углу Φ функционала:

$$\hat{\Phi}_n = \min_{\Phi} \mathbf{P}_c^{\perp}(\Phi) \tilde{\mathbf{u}}(\tilde{x}_n).$$

Радиальная составляющая скорости движущейся цели определяется максимизацией по скорости V функционала:

$$\hat{V}_n = \max_V \frac{|\mathbf{b}(-V/V_s)^H \mathbf{P}_c^{\perp} \tilde{\mathbf{v}}(\tilde{x}_n)|^2}{\mathbf{b}(-V/V_s)^H \mathbf{P}_c^{\perp} \mathbf{b}(-V/V_s)}.$$



а – полное изображение, полученное РСА; **б** – интерферограмма вида и выделенная область поиска движущихся целей; **в** – интерферометрическая фаза после удаления составляющей, связанной с наличием поперечной интерферометрической составляющей базы; **г** – результат удаления составляющей сигнала, связанной с фоном местности; **д** – селекция двух движущихся автомобилей; **е** – результирующее изображение движущихся поезда и двух автомобилей.

рисунок 4. Этапы селекции движущихся целей

ОБЗОР МЕТОДОВ И АЛГОРИТМОВ ПРОДОЛЬНОЙ ИНТЕРФЕРОМЕТРИИ ДЛЯ СЕЛЕКЦИИ И ОЦЕНКИ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖУЩИХСЯ ЦЕЛЕЙ С ПОМОЩЬЮ КОСМИЧЕСКИХ РСА

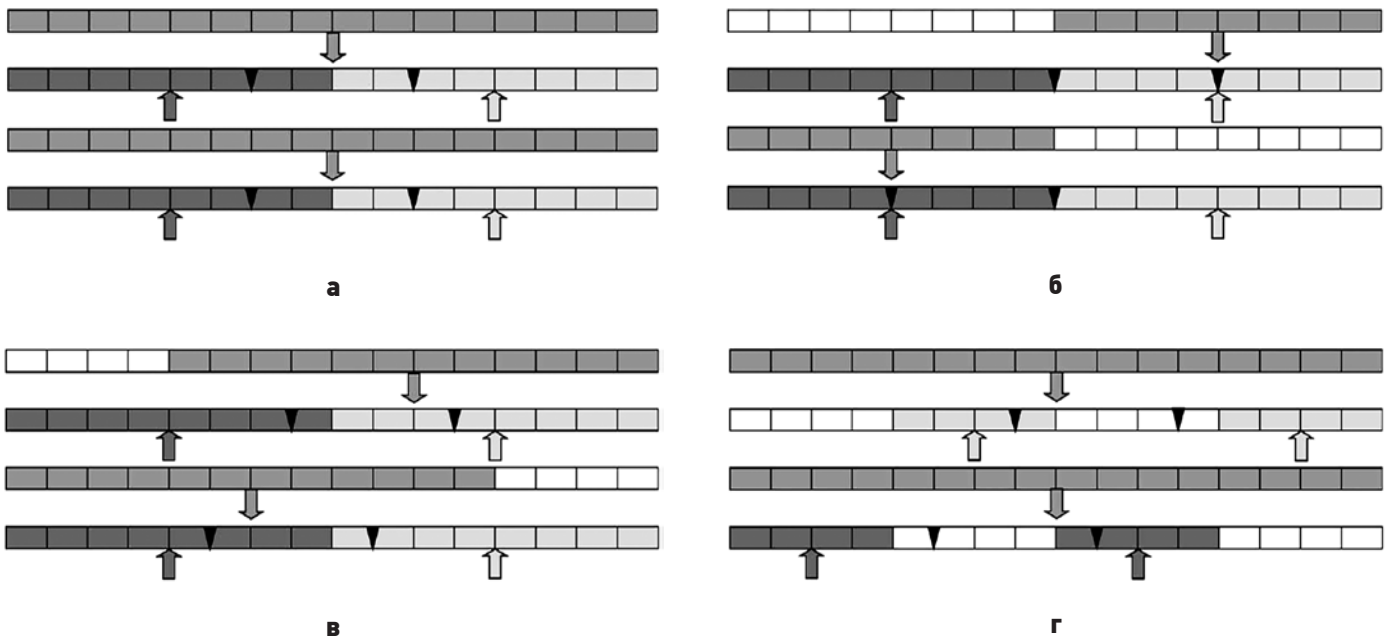


рисунок 5. Варианты активизации элементов антенной решётки RADARSAT-2 в режиме продольной интерферометрии

В этих формулах введены следующие обозначения: p – составляющие двух векторов импульсной функции отклика на точечную цель

$$\tilde{\mathbf{u}}_p(\tilde{x}_n) = \tilde{S}_n \exp[j4\pi p(D/\lambda)\Phi_n] \tilde{\delta}_n \left[\left(x - x_n + R_n \frac{V_n}{V_g} \right) / d_x \right],$$

$$\tilde{\mathbf{v}}_p(\tilde{x}_n) = \tilde{S}_n \exp[-j4\pi p(D/\lambda)(V_n/V_s)] \tilde{\delta}_n \left[\left(x - x_n + R_n \frac{V_n}{V_g} \right) / d_x \right],$$

где проектор $\tilde{\mathbf{P}}_G^+(\Phi) = \mathbf{I} - \mathbf{G}_n(\mathbf{G}_n^H \mathbf{G}_n)^{-1} \mathbf{G}_n^H$ направляющая матрица, состоящая из двух столбцов $\mathbf{G}_n = [\mathbf{b}(\Phi_n) \mathbf{g}(\tilde{x}_n)]$; p – составляющие векторов азимутального сканирования и колокации фона; $\mathbf{b}_p(\omega) = \exp[j4\pi p(D/\lambda)\omega]$ и $\mathbf{g}_p(\tilde{x}_n) = \exp[-j4\pi p(V_g/V_s)(D/\lambda)(\tilde{x}_n/R_n)]$ положение n -й точечной цели на изображении; $\tilde{x}_n = x_n - R_n V_n / V_s$, $\tilde{\delta}_n[\cdot]$ – азимутальная функция отклика на точечную цель. Кроме того, введены следующие обозначения: V_s , V_g и V_n – скорости движения платформы, отпечатка ДН антенны на земной поверхности и цели соответственно; R_n – расстояние по наклонной дальности до n -й движущейся цели; x и x_n – текущее значение азимутальной координаты и её значение при минимальном расстоянии от платформы до n -й движущейся цели; \tilde{S}_n – комплексная амплитуда; d_x – разрешение локатора в продольном направлении.

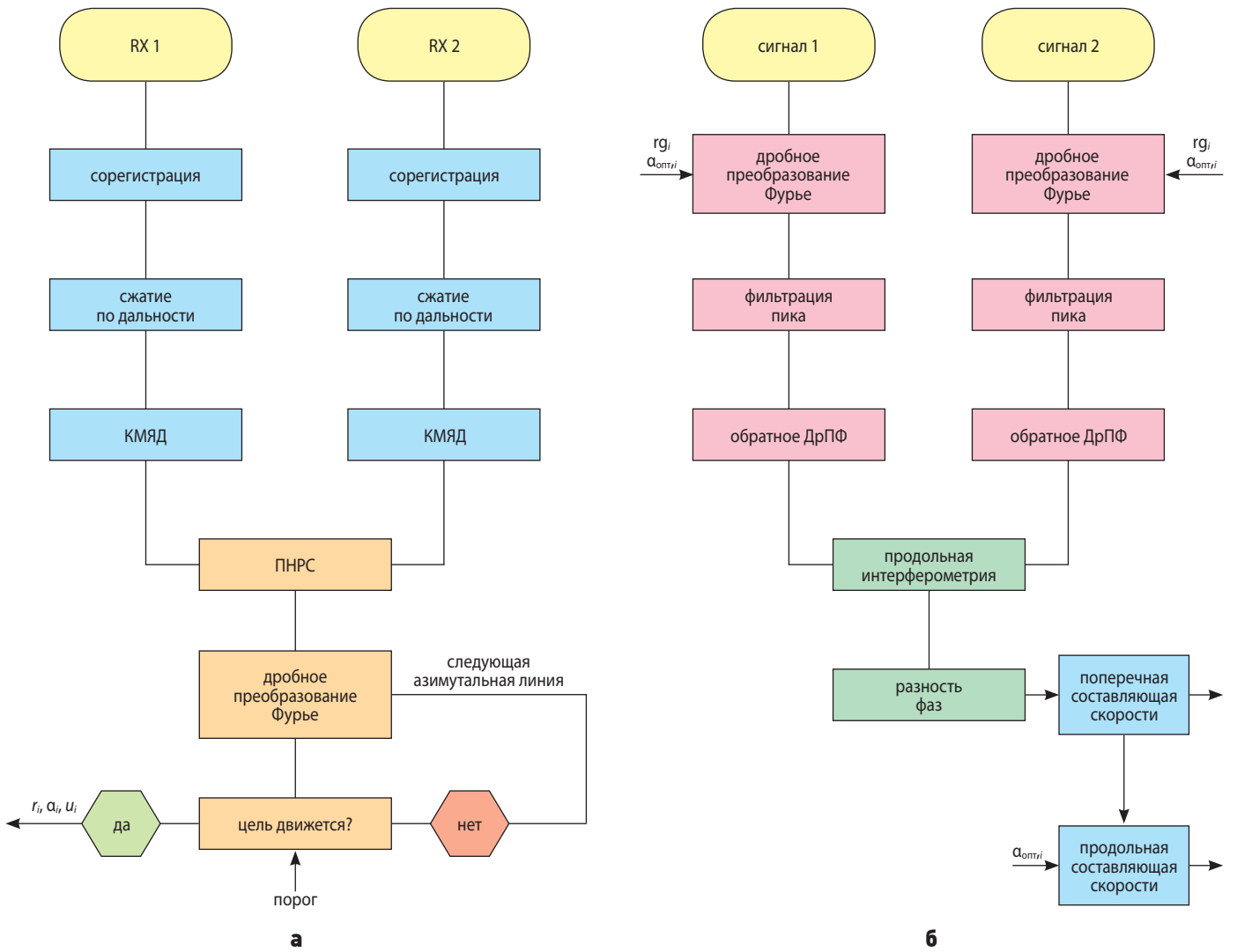
Другой вариант селекции движущихся целей и определения их скорости предложен в испанской системе SEOSAR/PAZ (Rizzato D., 2012), рисунок 6. Сигналы, принимаемые двумя антеннами, оказываются смещенными по времени. Поэтому вначале устраняют это смещение с помощью операции, которую называют совместной регистрацией (co-registration). Затем сигнал сжимается по дальности

и выполняется коррекция миграции ячеек по дальности в обоих каналах. После этого вычисляется разность этих двух сигналов, а не разность их фаз. Эту операцию называют процедурой нахождения разностного сигнала с помощью антенны, имеющей два разнесенных входа приёмного устройства. В зарубежной литературе её обозначают аббревиатурой DRA – Dual Receive Antenna.

После этого над разностным сигналом, в котором будет подавлена составляющая, связанная с фоном, выполняют операцию дробного преобразования Фурье, и в каждой полоске по дальности определяют максимумы преобразованной разностной функции. Далее с помощью специальной процедуры находят порог ложной тревоги, и если его значение ниже найденного максимума, то считается, что в области ДрПФ обнаружена движущаяся цель.

На следующем этапе определяются значения поперечной и продольной составляющих скорости движения цели. Делается это уже с помощью метода продольной интерферометрии. Вначале два сигнала, прошедших процедуру совместной регистрации, преобразуются с помощью ДрПФ. Затем они фильтруются в областях, в которых были выявлены движущиеся цели, а полученные сигналы снова переводятся во временную область с помощью обратного ДрПФ. И уже только после этого над ними выполняются процедуры продольной интерферометрии, описанные выше. С их помощью находят составляющие скорости движения целей.

Приведём математические выражения, применяемые при выполнении описанных выше процедур.



а – селекции движущихся целей; **б** – определения составляющих скорости.
рисунок 6. Блок-схемы

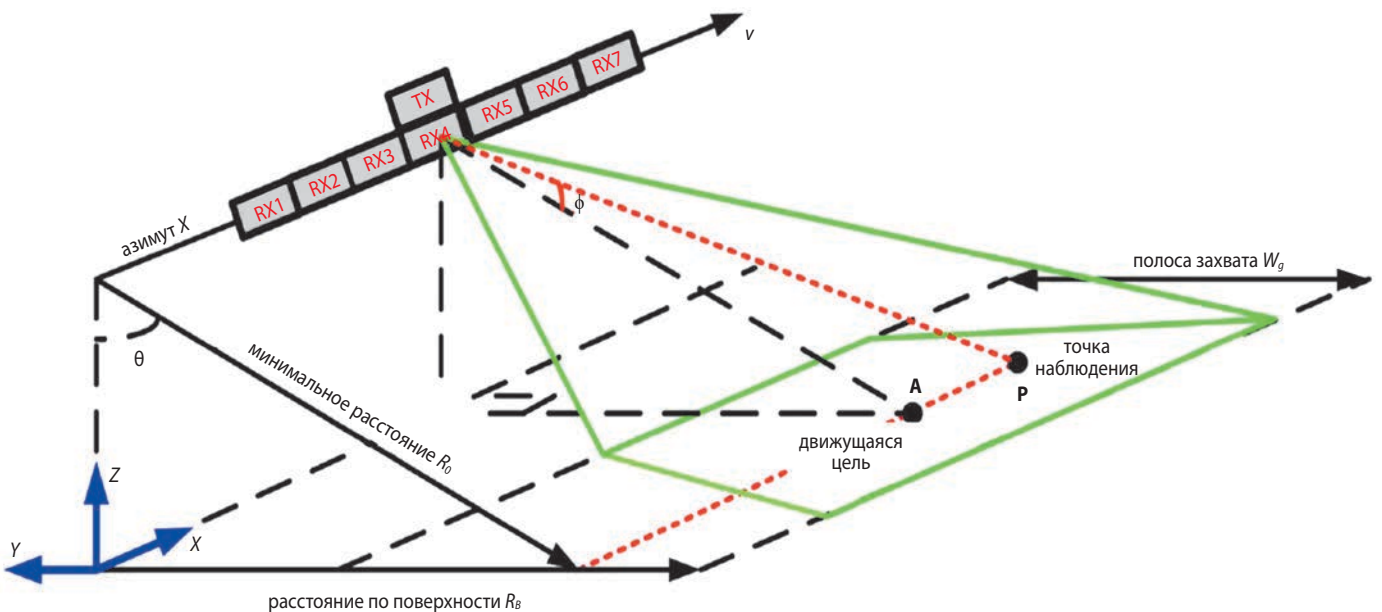


рисунок 7. Геометрия многоканальной системы продольно-траекторной интерферометрии

Сорегистрация и разностный сигнал определяются как $\Delta s(t) = s_1(t) - s_2[t + d/(2v_s)] - [\sin[\pi v_y y_b d / (\lambda R_b v_s)]]$. Здесь введены обозначения: v_y – поперечная к траектории составляющая скорости цели; R_b и y_b – расстояние от платформы до цели по наклонной дальности и по земной поверхности в момент их максимального сближения; d – расстояние между двумя фазовыми центрами антенн; v_s – скорость движения платформы. Из приведённого соотношения следует, что при $v_y = n\lambda R_b v_s / (y_b d)$ разностный сигнал стремится к нулю (соответствующие скорости называются слепыми). Если цель имеет лишь азимутальную составляющую скорости, а поперечная равна нулю, то значение Δs оказывается сильно уменьшенным.

После преобразования разностного сигнала в область ДрПФ его амплитудное распределение станет рэлеевским $f(A) = A/\sigma^2 \exp[-A^2/(2\sigma^2)]$, $A \geq 0$. Среднеква-

дратическое отклонение $\sigma^2 \approx (2N)^{-1} \sum_{i=1}^N a_i^2$, где a_i – отсчё-

ты сигнала в области ДрПФ; порог ложной тревоги η при заданном значении вероятности её возникновения $P_{\text{лож}} = \int_{\eta}^{\infty} f(A) dA$.

Определение поперечной и продольной составляющих скорости выполняется только для целей, которые были селектированы как движущиеся. Разность фаз сигналов, принимаемых двумя антеннами, определяется как $\Phi = \arg[s_1(t)s_2^*(t)]$. Поперечная составляющая скорости $v_y = [\lambda R_0 v_s / (2\pi d y_0)] \Phi$. Сигнал, сжатый по наклонной дальности, но не сжатый по азимуту, подвергается дробному преобразованию Фурье, и определяется значение угла α_m , при котором ДрПФ достигает максимальное значение. Это значение связано с параметрами локатора следующим соотношением: $\alpha = \arctg[-F_n^2 / (K_a N)]$, где F_n – частота повторения импульсов передатчика; $K_a = 2v_s / (\lambda R_0)$ – скорость изменения доплеровской частоты для неподвижных целей; N – общее число отсчётов при выполнении ДрПФ. Продольная составляющая скорости

$$v_x = v_s - \sqrt{\lambda R_0 F_n^2 \operatorname{ctg} \alpha_m - v_y^2 \left(1 - \frac{y_0^2}{R_0^2}\right)}.$$

В статье (Zhang S. et al., 2015) проанализирована многоканальная цифровая система продольной интерферометрии (МЦСПИ), рисунок 7; здесь также проведён детальный, содержащий 77 ссылок, литературный обзор тематики. В докладе на конференции по радиолокации в 2020 году (Silva A.B., Baumgartner S.V., 2020) предложена новая методика пространственно-временной адаптивной калибровки МЦСПИ. Её быстроедействие в 15 раз превышает традиционную систему балансировки цифровых каналов системы.

4. Метод определения 3-мерного вектора скорости движущихся целей

Метод определения полного 3-мерного вектора скорости движущихся целей с помощью РСА, расположенных на геосинхронной орбите (ГЕО РСА) (Петров А.С. и др., 2019; Петров А.С., Волченков А.С., 2020) и работающих в бистатическом режиме, описан в работе (Wang P., Liu M., Wang S. et al., 2018). Сначала с использованием дробного преобразования Фурье входные сигналы $s_{1,2}(t)$, заданные во временной области, отображаются в сигналы $S_{1,2}^{\alpha}(u)$, определенные в двухмерной области (α, u) . В ней находятся максимумы функций $S_{1,2}^{\alpha}(u)$ и соответствующие им значения α_m и u_m . Если общее число отсчётов сигнала по времени равно M , а отсчёт, соответствующий u_m , имеет номер m , то рассчитываются нормированные значения доплеровских центроидов и скорости изменения доплеровской частоты $f_{\text{дц},n}^* = m / (2M + 1)$ и $f_{r,n}^* = -(\operatorname{cot} \alpha_m) / 2\pi$, $n = 1, 2$.

Затем находится проекция скорости цели на ось x как $V_{\text{цх}} = V - (0.5\lambda R_0 f_{r,n}^*)^{0.5}$. Проекция скорости цели на оси y и z определяются путём решения системы из следующих двух уравнений:

$$\begin{aligned} f_{\text{дц},1}^* &= [2/(\lambda R_0)] [(x_0 - B_{x1})(V - V_{\text{цх}}) + (y_0 - B_{y1})V_y + (H + B_{z1})V_z]; \\ f_{\text{дц},2}^* &= [2/(\lambda R_0)] [(x_0 - B_{x2})(V - V_{\text{цх}}) + (y_0 - B_{y2})V_y + (H + B_{z2})V_z], \end{aligned}$$

где λ – длина волны; R_0 – расстояние от центра базы до цели в начальный момент времени; (X_n, Y_n, Z_n) – координаты двух аппаратов в прямоугольной декартовой системе координат; (B_{xn}, B_{yn}, B_{zn}) – координаты фазовых центров двух антенн; x_0, y_0 и z_0 – координаты цели в начальный момент медленного времени t_0 ; V – скорость движения аппаратов.

Проверка данной методики проведена при следующих параметрах системы: несущая частота 1.25 ГГц; полоса частот сигнала, модулирующего несущую частоту, 20 МГц; длительность импульса передатчика 40 мкс; частота повторения импульсов 300 Гц; высота аппаратов над земной поверхностью 35800 км; угол визирования цели 3.5°. Размеры базовой линии по трём координатам (500, 20, 20) м. Найденное значение скорости движения цели $\mathbf{V} = (4, 2, 1)^T$ м/с отличается от заданного при моделировании значения по трем координатам на 1.55, 14 и 17 процентов соответственно.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

С помощью космических РСА, работающих в режиме продольной интерферометрии, удаётся обнаруживать и локализовать цели, движущиеся на суше и в море, а также измерять две и даже все три составляющие их скорости, причём в широком диапазоне изменения – от единиц метров в секунду до сотен километров в час и с учётом возможного наличия

ускорения. В литературе получены оценки зависимости ошибок проводимых измерений от параметров интерферометрической системы, на которые для обеспечения необходимой точности приходится накладывать весьма жесткие ограничения. Алгоритмы селекции движущихся целей, а также определения составляющих их скорости и курса оказываются многоступенчатыми и достаточно сложными при реализации. Наряду с традиционными процедурами согласованной фильтрации приходится также применять методы глубокой постпроцессорной обработки сигнала и получаемого изображения.

список литературы

- Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э.* Радиолокационные системы землеобзора. М.: Радиотехника, 2010. 680 с.
- Кондратенков Г.С., Фролов А.Ю.* Радиовидение. Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли: учеб. пособие для вузов / Под ред. Г.С. Кондратенкова. М.: Радиотехника, 2005. 368 с.
- Петров А.С., Прилуцкий А.А., Чиков В.А., Волченков А.С.* К вопросу расчёта геометрического разрешения и энергетического потенциала космического радиолокатора с синтезированной апертурой, расположенного на геосинхронной орбите и работающего в бистатическом режиме // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 4. С. 56-66.
- Петров А.С., Волченков А.С.* Геометрическое разрешение РСА, работающих в бистатическом режиме с активным орбитальным модулем // Вестник НПО Лавочкина. 2020. № 2. С. 72-81.
- Радиолокационные системы воздушной разведки, дешифрирование радиолокационных изображений* / Под ред. Л.А. Школьного. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. 530 с.
- Baumgartner S.V., Krieger G.* Dual-Platform Large Along-Track Baseline GMTI // IEEE Transactions On Geoscience and Remote Sensing. 2016. Vol. 54, № 3. P. 1554-1574.
- Cherniakov M.* Bistatic radar: emerging technology, Part 4 by *Krieger G. and Moreira A.* Spaceborne Interferometric and Multistatic SAR Systems / John Wiley & Sons, 2008. P. 95-158.
- Cohen L.* Time-frequency distribution. A review // Proc. IEEE. 1989. Vol. 77, № 7. P. 941-981.
- Dragosevic M.V., Burwash W., Chiu Sh.* Detection and Estimation With RADARSAT-2 Moving-Object Detection Experiment Modes // IEEE Transactions On Geoscience And Remote Sensing. 2012. Vol. 50, № 9. P. 3527-3543.
- Krieger G.* Advanced Bistatic and Multistatic SAR Concepts and Applications. Tutorial. DLR: Microwaves and Radar Institute. 2006. URL: https://elib.dlr.de/43805/1/eusar06_tutorial_advanced_bistatic_sar_final_reduced.pdf (дата обращения: 14.01.2021).
- Moccia A., Rufino G.* Spaceborne Along-Track SAR Interferometry: Performance Analysis and Mission Scenarios // IEEE Transactions On Aerospace and Electronic Systems. 2001. Vol. 37, № 1. P. 199-213.
- Park J.-W., Won J.-S.* An Efficient Method of Doppler Parameter Estimation in the Time-Frequency Domain for a Moving Object From TerraSAR-X Data // IEEE Transactions On Geoscience And Remote Sensing. 2011. Vol. 49, № 12. P. 4771-4787.
- Pelich R., Longepe N., Mercier G., Hajduch G. et al.* Vessel Refocusing and Velocity Estimation on SAR Imagery Using the Fractional Fourier Transform // IEEE Transactions On Geoscience and Remote Sensing. 2016. Vol. 54, № 3. P. 1670-1684.
- Prats P. et al.* TAXI: A versatile processing chain for experimental TanDEM-X Product evaluation // Proc. IEEE IGARSS, Honolulu, HI, USA, Jul. 2010. P. 4059-4062.
- Raney R.K.* Synthetic aperture imaging radar and moving targets // IEEE Trans Aerosp. Electron. Syst. 1971. Vol. AES7. P. 499-505.
- Renga A., Moccia A.G.* Use of Doppler parameters for ship velocity computation in SAR images // IEEE Trans. Geosci. Remote Sens. 2016. Vol. 54, № 7. P. 3995-4011.
- Rizzato D.* Techniques for ground moving target detection and velocity estimation with multi-channel Synthetic Aperture Radars (SAR). Physics. 2012. 82 p.
- Silva A.B., Baumgartner S.V.* Multi-Channel Calibration for Airborne Post-Doppler Space-Time Adaptive Processing // IEEE Radar Conference. 2020. 6 p.
- Soumekh M., Himed B.* Moving target detection and imaging using an X-band along-track monopulse SAR // IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst. 2002. Vol. 38, № 1. P. 315-333.
- Tao R., Li Y.-L., Wang Y.* Short-time fractional fourier transform and its applications // IEEE Trans. Geosci. Remote Sens. 2010. Vol. 58, № 5. P. 2568-2580.
- Wang P., Liu M, Wang S. et. al.* 3D Velocity Estimation for Moving Targets via Geosynchronous Bistatic SAR // China International SAR Symposium (CISS). 2018. 5 p.
- Yang L., Wang T., Bao Z.* Ground moving target indication using an InSAR system with a hybrid baseline // IEEE Geosci. Remote Sens. Lett. 2008. Vol. 5, № 3. P. 373-377.
- Zhang S., Xing M., Xia X., Guo R. et. al.* Robust Clutter Suppression and Moving Target Imaging Approach for Multichannel in Azimuth High-Resolution and Wide-Swath Synthetic Aperture Radar // IEEE Transactions On Geoscience and Remote Sensing. 2015. Vol. 53, № 2. P. 687-709.

Статья поступила в редакцию 11.02.2021

Статья после доработки 11.02.2021

Статья принята к публикации 11.02.2021

ПРОНИЦАЕМЫЕ СТРУКТУРЫ НА ОСНОВЕ КОМБИНИРОВАННОГО ПОРИСТОГО СЕТЧАТОГО МЕТАЛЛА И СВАРОЧНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ПРОИЗВОДСТВА ИЗДЕЛИЙ ИЗ НИХ ДЛЯ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

PERMEABLE STRUCTURES ON THE BASIS OF COMBINED POROUS MESH METAL AND WELDING PRODUCTION TECHNOLOGY OF PRODUCTS MADE OF THEM FOR SPACE VEHICLE PROPULSION SYSTEMS

Ю.М. Новиков¹,
кандидат технических наук,
jum.nov@yandex.ru;
Ju.M. Novikov

Л.Г. Александров²,
кандидат технических наук,
aia@laspace.ru;
L.G. Aleksandrov

А.А. Богданов³,
centrfilt@mail.ru;
A.A. Bogdanov

В.А. Большаков¹,
bolshakov-va@yandex.ru;
V.A. Bolshakov

С.Б. Константинов²,
доцент, кандидат
технических наук,
konstantinov@laspace.ru;
S.B. Konstantinov

М.Ю. Новиков³,
centrfilt@mail.ru;
M.Ju. Novikov

Совершенствование конструкций космических двигательных установок определяет внедрение новых материалов и технологий в их производство. В данной статье обсуждается применение лазерных технологий для сварки конструктивных элементов космических двигательных установок на основе комбинированных пористых сетчатых металлов. Рассматриваются конструкторские решения капиллярных фазоразделителей внутрибаковых устройств и топливных фильтров, использующих проницаемые капиллярные структуры на основе комбинированных пористых сетчатых металлов, и технологическое оборудование для их сварки на примере созданной универсальной полуавтоматической лазерной импульсной сварочной установки.

Ключевые слова:
бак топливный;
устройство внутрибаковое;
фильтр;
устройство фазоразделительное;
технология;
сварка импульсная; лазер;
структура капиллярная.

Enhancement of space vehicle propulsion systems defines implementation of new materials and technologies in their production. Application of laser technologies for welding of space propulsion system structural elements on the basis of combined porous mesh materials (metals) is considered in present article. Constructive solutions of capillary propulsion management devices and the fuel filters using permeable capillary structures on the basis of combined porous mesh materials and technological equipment for their welding on example the created universal automanual pulsed laser welding installation are considered.

Key words:
fuel tank;
propellant management device;
filter;
phase separation device;
technology;
pulsed welding; laser;
capillary structure.

DOI: 10.26162/LS.2021.51.1.006

¹ ООО «ЦВТМ при МГТУ имени Н.Э. Баумана».
LLC «Center of High Technology in Machine Building at BMSTU», Russia, Moscow.

² АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.
Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

³ ООО «Центр «ФилТТ», Россия, Московская область, г. Балашиха.

LLC «Center «Filter Technic and Laser Technology», Russia, Moscow region, Balashikha.

Введение

В гидравлических, пневматических системах двигательных установок (ДУ) космических аппаратов (КА) широко используются изделия для фильтрации жидкостей и газов. Основой этих изделий являются проницаемые материалы, изготовленные из металлических сеток, спечённых порошков и т.д. (*Ягодников Д.А. и др.*, 2018). Наряду с фильтрацией жидких и газообразных рабочих сред в космических жидкостных ракетных двигательных установках стоит задача разделения газа наддува и компонентов топлива непосредственно в топливных баках ДУ в условиях действия малой гравитации. В отечественной и зарубежной космической технике вопрос разделения указанных сред решается введением в конструкцию топливных баков ДУ разделительных внутрибаковых устройств: эластичных вытеснительных разделителей (мешков), металлических мембран в виде пластичных диафрагм или упругих сильфонов, внутрибаковых устройств капиллярного типа (ВБУ КТ) с капиллярно-пористыми фазоразделителями (*Челомей В.Н. и др.*, 1978; *Ушаков В.В., Щербаков А.М.*, 2020).

1. Применение проницаемых пористых структур в космическом двигателестроении

Разработка и создание проницаемых материалов как отдельное направление научно-производственной деятельности происходит параллельно с развитием машиностроения во всех промышленно развитых странах. Достигнутый отечественный уровень такого направления на конец двадцатого столетия наиболее полно описан в справочном издании (*Пористые проницаемые материалы*, 1987).

Первое применение ВБУ КТ в двигательных установках АО «НПО Лавочкина» относится к 90-м годам прошлого века. Топливный бак двигательной установки КА «Купон» имел ВБУ КТ с фазоразделителем, капиллярная структура которого была выполнена из комбинированного пористого сетчатого металла (КПСМ) (*Новиков Ю.М. и др.*, 1998). Применение капиллярно-пористой структуры на основе КПСМ в ВБУ КТ на тот момент с полной уверенностью можно считать мировым достижением. До этого времени (и, в большинстве случаев, по сей день) создание конструкций капиллярно-пористых фазоразделителей опиралось на применение набора отдельных, не скреплённых друг с другом металлических сеток, получивших название капиллярных сетчатых разделителей (СР). Конструктивная схема ВБУ КТ выбиралась из учёта динамических и кинематических условий эксплуатации ВБУ КТ в составе топливного бака ДУ КА «Купон». При этом учиты-

вались физико-химические свойства рабочей среды, в которой должно было эксплуатироваться ВБУ КТ, а также реологические свойства КПСМ, отличающиеся от реологии набора сеток, применяемых в СР (*Багров В.В. и др.*, 1997). Уникальное преимущество КПСМ, которое приводит к неконкурентоспособности СР – это восстановление работоспособности проницаемого экрана фазоразделителя в случае прорыва через него газового пузыря. Гарантированное восстановление процесса фазоразделения в указанном случае происходит за счёт действия в объёмной структуре КПСМ сил поверхностного натяжения в тангенциальном, перерезывающем направлении по отношению к движению прорвавшегося газового пузыря (*Большаков В.А. и др.*, 1999). Кроме того, пористые проницаемые конструкции на основе КПСМ обладают повышенной весовой эффективностью по сравнению с конструкциями на основе СР, использование которых требует наличия дополнительного силового каркаса (*Миллюков В.К. и др.*, 2019).

Процесс изготовления металлоконструкций с применением пористых проницаемых материалов обязательно содержит операции по соединению корпусных деталей из монолитного материала с пористыми (проницаемыми) деталями и деталей с пористыми элементами друг с другом. Известны методы создания неразъёмных соединений элементов конструкции с применением клея, пайки и различных видов сварки. При создании неразъёмного соединения деталей из пористых структур методом склеивания или пайки предусматриваются технологические приёмы, предотвращающие неконтролируемое растекание клея, припоя и флюса по площади пористой структуры. Кроме того, после пайки необходимо удалить остатки флюса, что бывает проблематично из-за его глубокого проникновения в пористую структуру. Любое нарушение пористой структуры фазоразделителя приводит к его неработоспособности. Поэтому для соединения деталей из пористых металлических структур широко применяются различные виды сварки (*Пористые проницаемые материалы*, 1987; *Синельников Ю.И. и др.*, 1983).

2. Технология и оборудование лазерной импульсной сварки пористых структур

Создание надёжно функционирующих конструкций с применением пористых структур определило необходимость комплексного решения двух основных технологических задач (*Новиков Ю.М., Большаков В.А.*, 2001):

- во-первых, придание новых свойств плоскому проницаемому листу под задачи соединения с помощью одного из типов сварки, т.е. создание технологии производства КПСМ, т.к. на то время

ПРОНИЦАЕМЫЕ СТРУКТУРЫ НА ОСНОВЕ КОМБИНИРОВАННОГО ПОРИСТОГО СЕТЧАТОГО МЕТАЛЛА И СВАРОЧНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ПРОИЗВОДСТВА ИЗДЕЛИЙ ИЗ НИХ ДЛЯ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

плоские проницаемые листы из ПСМ уже ограниченно производились;

- во-вторых, создание новой технологии и сварочного оборудования, обеспечивающих надежное соединение проницаемых структур.

В целях создания плоских заготовок из ПСМ, подготовленных для сварки, была разработана технология изготовления плоских пористых заготовок на основе металлических сеток с зонами в местах соединения, содержащими металлическую фольгу (рисунок 1) для создания режима сварки «металл-металл» (*Патент РФ № 1505720, МПК⁴ В 23 К 20/00, 1986*).

Это общее техническое решение предопределило переход при разработке и производстве проницаемых изделий от плоского листа из ПСМ к получению плоских развёрток из КПСМ детали.

Разработанные технологические решения были использованы АО «НПО Лавочкина» в конструкции фазоразделителя топливного бака ДУ КА «Купон», а также предлагаются к использованию в конструкциях топливных фильтров для гидравлических топливных систем (*Патент RU № 26355802, 2016*) и в фазоразделителе ВБУ КТ топливных баков ДУ перспективных КА (*Патент РФ № 2657137, 2016*), рисунки 1, 2.

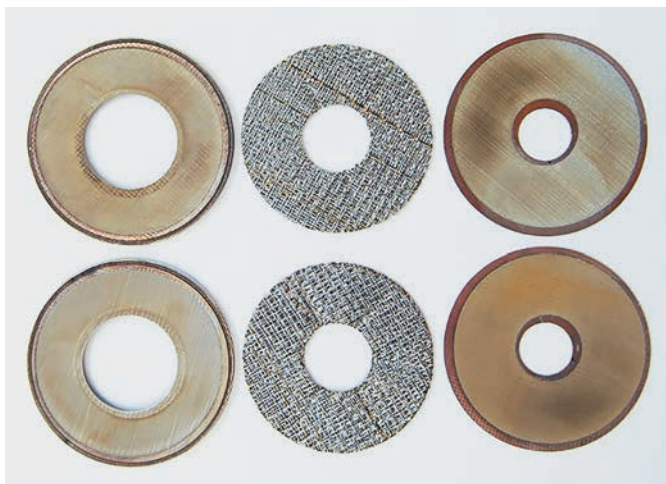


рисунок 1. Детали из КПСМ топливного фильтра (диаметр 70 мм)



рисунок 2. Детали ФУ из КПСМ (диаметр 340 мм)

Выбор лазерной импульсной сварки объясняется ограниченным в процессе тепловым воздействием на свариваемые детали и наличием выпускаемого оборудования, например установок «Квант-15», на одной из которых и обрабатывалась новая технология. В результате проведённых работ был создан лазерный комплекс (ЛК) К-15-800 по получению стабильного и качественного шва на изделиях из КПСМ в полуавтоматическом режиме импульсной сварки при ручной установке, позиционировании и корректировке процесса сварки. В дальнейшем для решения задач по созданию разнообразных сложных конструкций фазоразделительных и фильтрующих устройств для космической промышленности полученные результаты работы стали основой для определения основных характеристик технологической сварочной установки (ТСУ) с увеличенным объёмом автоматизированных сборочно-сварочных и контрольных операций.

3. Лазерная импульсная сварочная установка для сварки пористых проницаемых структур на основе КПСМ

При проектировании установки с учётом требований предприятия-заказчика (АО «НПО Лавочкина») было определено, что с помощью ТСУ должен решаться следующий круг задач:

- получение герметичного сварочного шва на поверхностях различной кривизны (от плоской до сферической) за счёт обеспечения точной подачи объекта работы по заданной траектории с возможностью её изменения в режиме реального времени;
- обеспечение стабильности качества сварочного шва за счёт стабилизации параметров сварочного процесса и минимизации участия оператора в управлении сварочным процессом;
- исключение возможности образования брака при выполнении сварочно-сборочных работ за счёт точной пространственной ориентации объекта работы сложной геометрической формы и значительных размеров в зоне сварки;
- обеспечение высокой эргономичности и производительности труда оператора в режиме многозадачности работ.

Выполнение вышеперечисленных задач даёт возможность организовать производство пористых изделий широкого номенклатурного спектра для космической промышленности на основе КПСМ, соответствующее требованиям системы менеджмента качества (*Александров А.А. и др., 2017*).



рисунок 3. Элементы макетного типизированного ФУ ВБУ КТ

Рисунок 3 иллюстрирует сложность и многообразие геометрических сопряжений и технологических переходов при изготовлении типизированного ФУ для ВБУ КТ ДУ перспективного КА.

Анализ геометрии изготавливаемых конструкций и технологических операций определил выбор модульного принципа построения ТСУ и состав блоков (модулей).

В результате апробации в ручном режиме базовой технологии изготовления ФУ и фильтроэлемента (ФЭ) топливного фильтра (ТФ) с использованием изготовленной технологической оснастки получено полномасштабное типизированное ФУ (рисунок 4) для топливного бака ДУ перспективного КА и ФЭ ТФ (рисунок 5).

На данном этапе работ ТСУ состоит из Блоков 1, 2, 3 (рисунок 6). Блок 1 предназначен для взаимной ориентации, фиксации и проведения поэтапной сборки составных элементов ФУ для ВБУ КТ и ФЭ ТФ. Блок 1 при изготовлении ФУ или ФЭ ТФ предоставляет возможность точной взаимной ориентации пористых элементов из КПСМ совместно с корпусными элементами, обеспечивает в рабочей зоне высокоточное позиционирование совмещённых кромок свариваемых элементов конструкции под лазерным лучом. Блок 1 по конструктивному признаку выполняет функции наклонного (от 0–90 угловых градусов) и поворотного стола (вращение 360 угловых градусов) и обеспечивает возможность вращения закреплённых на нём элементов ФУ, ФЭ ТФ и их сборочных единиц под заданным углом к оптической оси лазерного излучения.



рисунок 4. Полноразмерный опытный образец ФУ для ВБУ КТ на основе КПСМ



рисунок 5. ФЭ ТФ из КПСМ в сборе (комплектующие детали из КПСМ приведены на рисунке 1)

ПРОНИЦАЕМЫЕ СТРУКТУРЫ НА ОСНОВЕ КОМБИНИРОВАННОГО ПОРИСТОГО СЕТЧАТОГО МЕТАЛЛА И СВАРОЧНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ПРОИЗВОДСТВА ИЗДЕЛИЙ ИЗ НИХ ДЛЯ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

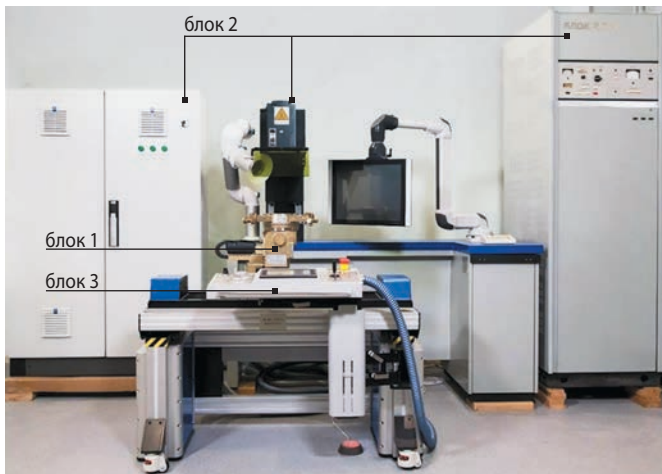


рисунок 6. Технологическая сварочная установка в составе Блоков 1, 2, 3

На рисунке 7 показано рабочее место с ТСУ при участии оператора.

В качестве приводов для поворота и наклона монтажного стола применены два серводвигателя (рисунок 6).

Контроль режимов работы Блока 1 осуществляется через панель оператора лазерной сварки. Узел монтажного стола Блока 1 включает в себя устройство центрирования и механизм закрепления технологических приспособлений, участвующих в процессе сварочно-сборочных работ. Блок 1 укомплектован специализированной оснасткой. Через станину он закрепляется механически на подвижной платформе привода продольной подачи Блока 3 ТСУ, а через электрические соединители образует связь с системой управления ТСУ.

Для обеспечения продолжительной и безопасной работы ТСУ Блок 2 укомплектован следующими системами:

- системой визуального контроля в режиме реального времени, обеспечивающей непрерывную трансляцию зоны сварки и включающей в себя: цифровую видеокамеру высокого разрешения, монитор высокого разрешения, кронштейн крепления монитора с несколькими степенями свободы, мини-компьютер со специализированным ПО обработки изображения с функцией записи в режиме реального времени, указатель центра сварного шва со шкалой определения степени перекрытия точек плавления на образованном сварном шве;
- системой кольцевого освещения, обеспечивающей равномерную подсветку зоны сварки. Основой осветительной системы являются осветительные головки, с 8-ю независимо контролируемыми сегментами, а имеющийся контроллер светодиодного осветителя обеспечивает плавную регулировку яркости освещения;

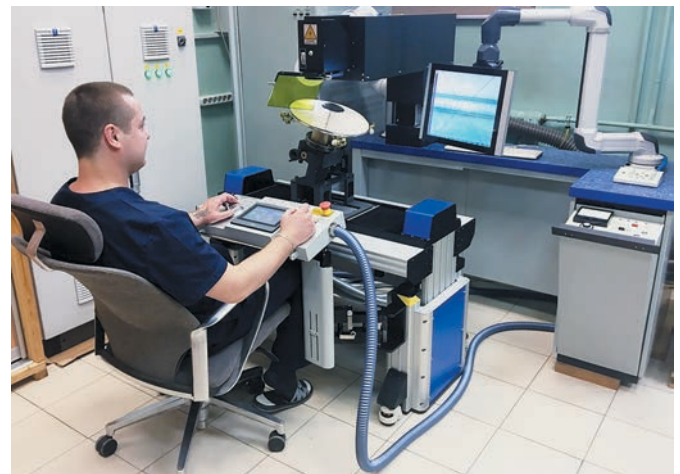


рисунок 7. Рабочее место с ТСУ

- системой дымоудаления (вытяжной рукав) с регулируемой дроссельной заслонкой (дозатором воздушного потока) с ручным приводом. Конструкция вытяжного рукава имеет несколько степеней свободы и обеспечивает возможность подвода воздухоприемника рукава непосредственно к месту проведения сварки для эффективного забора летучих продуктов горения;
- системой пилотного лазера, позволяющей определять положение объекта работы в зоне сварки;
- системой защиты органов зрения оператора ЛС от лазерного излучения (защитный экран).

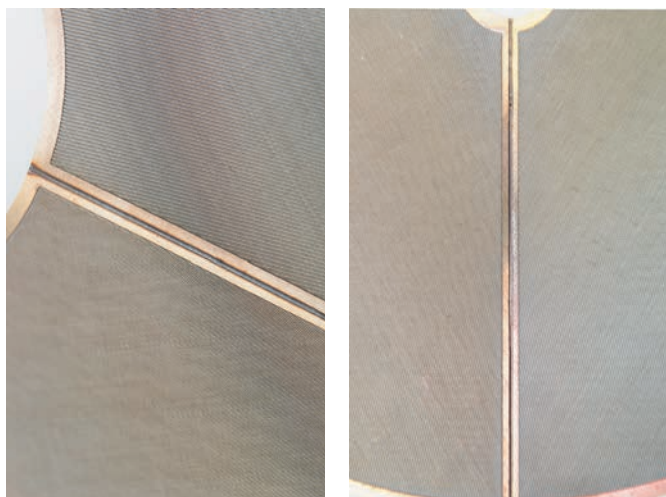
Блок 3 представляет собой координатный стол, который обеспечивает перемещение установленного на нем Блока 1 в двух плоскостях: горизонтальной и вертикальной. Управление координатами Блока 3 осуществляется через панель оператора, закреплённую на регулируемом кронштейне, расположенном на правой стойке Блока 3. Для получения качественного сварного шва система обеспечения и контроля вертикальной подачи Блока 3 позволяет с требуемой точностью поддерживать совмещённые под лазерную сварку кромки сварных элементов конструкций ФУ или ФЭ ТФ на заданном характеристиками оптической системы Блока 2 фокусном расстоянии. Точность позиционирования для продольной и вертикальной подач определяется точностью исполнительных приводных узлов и механизмов и разрешающей способностью системы контроля перемещения. Блок 3 и панель оператора через кабельные соединения образуют связь с системой управления ТСУ.

Различные фрагменты лазерного сварного шва в месте соединения нескольких элементов из КПСМ, входящих в состав ФУ ВБУ КТ, показаны на рисунке 8. Сварочно-сборочные работы на изготовленной ТСУ проведены в полуавтоматическом режиме с образованием сварного шва повторяемого качества.

таблица – Основные технические характеристики

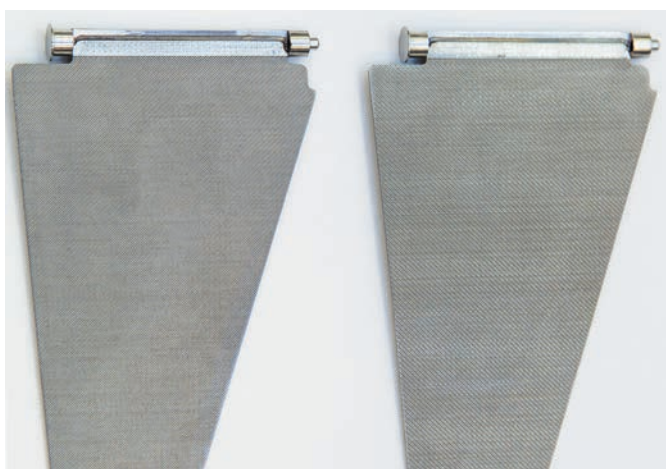
№	наименование параметра	значение параметра
1	потребляемая электрическая мощность, кВт	18
2	потребная площадь размещения (без учёта вспомогательного инвентаря, столов, шкафов и др.), м ²	13
3	расход водопроводной воды в системе охлаждения при давлении 0,06 МПа, л/мин, не менее	12
4	напряжения питания, В	380
Блок 1		
	угол наклона поворотного стола, угл. град	0–90
1.1	точность позиционирования привода угла наклона поворотного стола, угл. град	0,01
1.2	максимальная скорость вращения устройства центрирования, об/мин	30
Блок 2		
2.1	максимальная электрическая мощность, кВт, не более	12
2.2	максимальная энергия излучения в моноимпульсном режиме, Дж	15
2.3	длина волны излучения, мкм	1,06
2.4	диаметр светового пятна в фокальной плоскости оптической системы, мм	0,3–1,5
2.5	класс лазерной опасности	IV
2.6	рабочий отрезок объектива, мм	100
2.7	расход внутреннего контура охладителя, л/мин	25–38
Блок 3		
3.1	длина перемещения подвижной платформы стола, мм	355
3.2	скорость перемещения подвижной платформы, мм/мин	3000
3.3	точность позиционирования подвижной платформы, мкм, не хуже	200
3.4	длина вертикального перемещения стола, мм	230
3.5	скорость вертикального перемещения стола, мм/мин	3000
3.6	точность позиционирования стола, мкм, не хуже	200
Блок 4		
4.1	максимальная длина свариваемых цилиндров, мм, не менее	1000
4.2	максимальный диаметр свариваемых цилиндров, мм	220
4.3	максимальная скорость сварки вертикальных кольцевых швов для наибольшего диаметра 220 мм, мм/мин	17270

ПРОНИЦАЕМЫЕ СТРУКТУРЫ НА ОСНОВЕ КОМБИНИРОВАННОГО ПОРИСТОГО СЕТЧАТОГО МЕТАЛЛА И СВАРОЧНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ПРОИЗВОДСТВА ИЗДЕЛИЙ ИЗ НИХ ДЛЯ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ



а

б



в

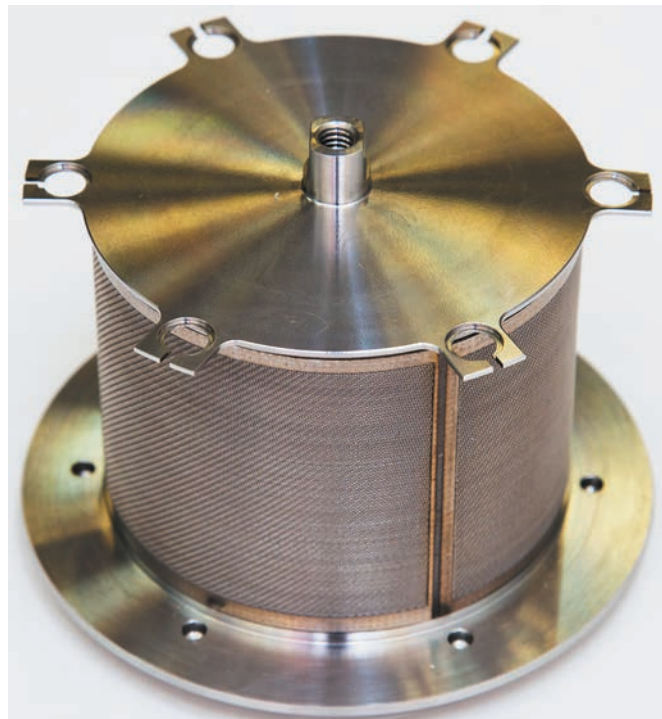
а – сварной шов в месте соединения элементов нижнего конуса ФУ;
б – сварной шов в месте соединения элементов верхнего конуса ФУ;
в – сварное соединение монолитной стойки и лепестка из КПСМ.

рисунок 8. Элементы ФУ ВБУ КТ на основе КПСМ

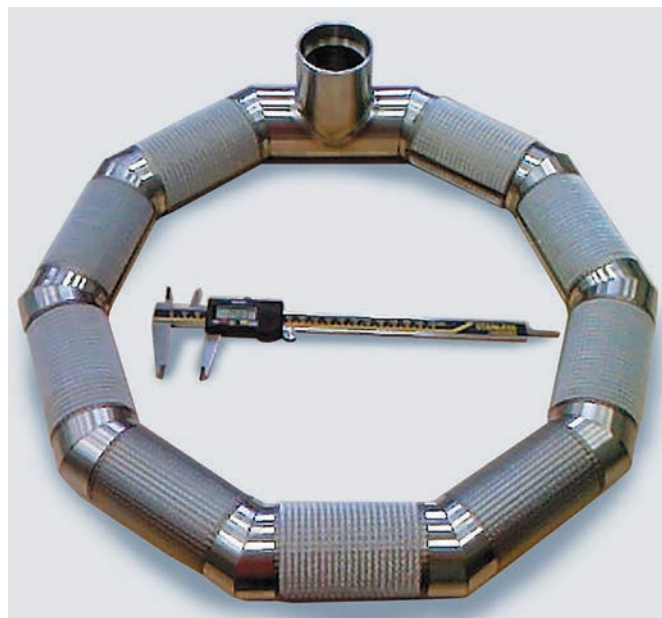
Следует отметить, что модульный принцип построения ТСУ позволяет в процессе её эксплуатации проводить необходимую модернизацию её блочного состава. Так, по требованию предприятия-заказчика рассматривается возможность изготовления на данной ТСУ пористых изделий двойной кривизны из КПСМ. В качестве первого шага к выполнению поставленной задачи разработан и находится в стадии сборки и отладки Блок 4. Будучи установленным вместо Блока 1 на Блок 3, он позволяет с большей производительностью изготавливать фильтрующие элементы фильтров с расширенной гаммой геометрических размеров.

В таблице представлены технические характеристики ТСУ.

Например, модульный принцип построения ТСУ и типизация комплектующих изделий из КПСМ даёт возможность с Блоком 4 изготавливать цилиндрические элементы ФУ ВБУ КТ топливных баков различных конфигураций (рисунок 9).



а



б

а – внутренний экран типизированного ФУ сферического бака;
б – вариант технологического исполнения конструкции ВБУ КТ из КПСМ для торового бака.

рисунок 9. Цилиндрические элементы ФУ ВБУ КТ на основе КПСМ

закключение

1. Представленная в данной работе технологическая сварочная установка относится к высокоэффективному технологическому оборудованию, характеризующемуся стабильно высококачественным процессом лазерной импульсной сварки и широкими возможностями в части габаритов и геометрических форм свариваемых изделий.

2. Модульность конструкции ТСУ позволяет наращивать варианты используемой в сварочно-сборочном процессе технологической оснастки и специализированного оборудования.

3. ТСУ рассматривается в качестве основного технологического компонента для организации производственного участка в АО «НПО Лавочкина» по изготовлению проницаемых изделий (капиллярных фазоразделителей и фильтроэлементов) из КПСМ для КА. Такой участок станет первым в космической отрасли, который будет соответствовать современным требованиям системы менеджмента качества для обеспечения надёжности и безопасности КА.

4. Разработанная технология изготовления КПСМ и сборочно-сварочное оборудование (ТСУ с комплектом технологической оснастки) имеют значительный потенциал диверсификации для производства сепарационных изделий на основе пористых структур из КПСМ для высокотехнологичных отраслей машиностроения, энергетики, нефте-газовой, химической, медицинской промышленности и т.д., который оценивается, с учётом имеющейся комплектующей базы тканых металлических сеток, на уровне 25 млрд руб.

список литературы

Александров А.А., Графодатский О.С., Крылов В.И., Лемешевский С.А. и др. Создание научно-производственного центра перспективных изделий из пористых сетчатых материалов для объектов космической отрасли и общепромышленного назначения на базе кооперации ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» и МГТУ имени Н.Э. Баумана (история, современное состояние и перспективы) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 17-23.

Багров В.В., Курпатенков А.В., Поляев В.М. и др. Капиллярные системы отбора жидкости из баков космических летательных аппаратов / Под ред. д.т.н., проф. В.М. Поляева. М.: УНПЦ «Энергомаш», 1997. 328 с.

Большаков В.А., Новиков Ю.М., Партола И.С. Средство обеспечения сплошности жидких компонентов топлива в системе питания РБ «Бриз-М» с дополнительным (сбрасываемым) топливным баком // XXXIV научные чтения, посвящённые разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского: сб. докладов. Калуга: РАН, государственный музей истории космонавтики им. К.Э. Циолковского, 1999. С. 78-86.

Милоков В.К., Бурданов А.В., Жамков А.С., Жаров В.Е. и др. Анализ ключевых технологий космического комплекса для геофизических исследований. Требуемые точности и технические решения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 2. С. 55-64. DOI: 10.26162/LS.2019.44.2.006.

Новиков Ю.М., Большаков В.А. Концепция создания высоконадёжных фильтров для объектов повышенной опасности // Экология и промышленность России. 2001. Ноябрь. С. 27-31.

Новиков Ю.М., Большаков В.А., Рудаков В.М. Конический фильтр-фазоразделитель ЭМ05-Э0507.1-00 для топливного бака изделия «КУПОН» // Проблемы и технологии создания и использования космических систем и комплексов на базе малых космических аппаратов и орбитальных станций: сб. тезисов докладов Второго межведомственного научно-практического семинара. М.: ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, 1998. 115 с.

Патент RU № 26355802. Фильтр; приоритет 31.05.2016; опубл. 16.11.2017.

Патент РФ № 1505720, МПК⁴ В 23 К 20/00. Пористый фильтрующий материал и способ его получения / Ю.М. Новиков, С.В. Белов, В.Н. Кучкин, В.С. Журавлев, Л.С. Шмелев, В.А. Большаков; заявитель МВТУ им. Н.Э. Баумана; патентообладатель НИИ энергетического машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана. № 4191062, заявл. 22.12.1986; опубл. 07.09.1989. Бюл. № 33. 6 с.

Патент РФ № 2657137. Топливный бак и его заборное устройство; приоритет 19.09.2016; опубл. 26.03.2018.

Пористые проницаемые материалы: справочное издание / Под ред. С.В. Белова. М.: Металлургия, 1987. 335 с.

Синельников Ю.И., Третьяков А.Ф., Матурин Н.И., Колесников А.Г. и др. Пористые сетчатые материалы. М.: Металлургия, 1983. 64 с.

Ушаков В.В., Щербаков А.М. Регулируемый наддув ракетного бака // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С. 57-61. DOI: 10.26162/LS.2020.47.1.009.

Челомей В.Н. и др. Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями. М.: «Машиностроение», 1978. 240 с.

Ягодников Д.А., Шацкий О.Е., Лоханов И.В., Карчаев Х.Ж. К 70-летию кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана (устойчивое развитие и преемственность исторических традиций) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 3. С. 76-80.

Статья поступила в редакцию 25.12.2020

Статья после доработки 25.12.2020

Статья принята к публикации 25.12.2020

НЕЙРОСЕТЕВОЙ ПОДХОД К КОНТРОЛЮ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ БОРТОВОЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ В УСЛОВИЯХ МНОГОЗНАЧНОСТИ ФУНКЦИИ ВЫХОДОВ

А.И. Лоскутов¹,
профессор,
доктор технических наук,
vka@mil.ru;
A.I. Loskutov

Е.А. Ряхова¹,
адъюнкт,
vka@mil.ru;
E.A. Ryakhova

А.В. Назаров¹,
профессор,
доктор технических наук,
vka@mil.ru;
A.V. Nazarov

А.В. Столяров¹,
адъюнкт,
vka@mil.ru;
A.V. Stolyrov

NEURAL NETWORK APPROACH FOR CONTROL OF TECHNICAL CONDITION OF THE ONBOARD RADIO-ELECTRONIC EQUIPMENT OF ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY PRODUCTS IN CONDITIONS OF THE MULTIVALUED FUNCTION OF OUTPUTS

В.А. Клыков¹,
кандидат технических наук,
vka@mil.ru;
V.A. Klykov

В статье рассматриваются вопросы совершенствования системы контроля бортовой радиоэлектронной аппаратуры (БРЭА) при проведении испытаний изделий ракетно-космической техники (РКТ) с использованием нейронных сетей (НС). Проведён анализ функции выхода систем, открытых по входу, при контроле их технического состояния (ТС) в условиях воздействий дестабилизирующих факторов. Осуществлена постановка задачи синтеза функции отнесения множества параметров к состояниям многозначной функции выходов на основе НС прямого распространения при контроле ТС БРЭА изделий РКТ. Предложен нейросетевой подход к оценке состояния БРЭА в системе контроля технического состояния изделий РКТ, в рамках которого представлена математическая модель процесса отнесения параметров к состояниям и обучения нейронной сети в виде коммутативной диаграммы. Разработана обобщенная схема оценки состояния БРЭА системы контроля технического состояния изделий РКТ. Приведен пример возможности реализации предложенного подхода к оценке состояния бортовой радиотелеметрической системы БР-91Ц изделий РКТ на этапе контроля технического состояния при проведении испытаний.

Ключевые слова: техническое состояние; контроль; оценка состояния; ракетно-космическая техника; нейронная сеть.

DOI: 10.26162/LS.2021.51.1.007

The article discusses the issues of improving the control system of onboard electronic equipment (BREА) when testing products of rocket and space technology (RKT) using neural networks. The analysis of the function of the output of systems, open at the input, while monitoring their technical condition (TS) under the influence of destabilizing factors. The problem of synthesizing the function of assigning a set of parameters to the states of a multivalued function of outputs based on a neural network of direct propagation is carried out when monitoring the TS of radio-electronic equipment of rocket and spacecraft products. A neural network approach to assessing the state of the electronic equipment in the system for monitoring the technical condition of rocket and spacecraft products is proposed, within which a mathematical model of the process of assigning parameters to states and training a neural network in the form of a commutative diagram is presented. A generalized scheme for assessing the state of the radio-electronic equipment of the system for monitoring the technical condition of rocket-space vehicles was developed an example of the possibility of implementing the proposed approach to assessing the state of the on-board radiotelemetry system BR-91Ts of RCT products at the stage of monitoring the technical condition during testing is given.

Key words: technical condition; control; testing; rocket and space technology; neural network.

¹ Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Россия, г. Санкт-Петербург.

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

ВВЕДЕНИЕ

Создание современных автоматизированных испытательных комплексов (АИК) изделий РКТ требует разработки соответствующего специального математического обеспечения (СМО). Известно (ГОСТ 34.003-90, 1990), что под СМО понимается совокупность математических методов, моделей и алгоритмов, примененных в АИК. Разработка СМО АИК сопряжена с определенными трудностями: во-первых, процесс создания математических моделей функционирования систем и алгоритмов их диагностирования носит эвристический характер; во-вторых, сложность учёта воздействия дестабилизирующих факторов на этапе идентификации систем может привести к неправильной оценке состояния БРЭА при проведении испытаний; в-третьих, большая размерность множества контролируемых параметров связана с «проклятием размерности» решения оптимизационных задач (при синтезе тестовых последовательностей, программ диагностирования и т.д.). В свою очередь, перспективным направлением совершенствования систем испытаний и контроля БРЭА является разработка СМО с использованием нейронных сетей. Это позволит за счёт их свойств, с одной стороны, автоматизировать процесс оценки состояния систем при контроле ТС изделий РКТ и, с другой стороны, повысить достоверность технического диагностирования БРЭА в условиях воздействия деструктивных факторов и большого числа контролируемых параметров (Hanaa T. El-Madany et al., 2011; Patan K., 2008; Шевченко С.Н., 2018).

1. Анализ функции выхода систем, открытых по входу, при контроле их технического состояния в условиях воздействий дестабилизирующих факторов

Под контролем ТС понимается контроль правильности функционирования объекта в каждый момент времени (контроль исправности) (Талалаев А.А. и др., 2015; Лоскутов А.И. и др., 2013). Формализованное описание этой задачи предполагает наличие математической модели функционирования объекта, вид представления которой зависит от свойств объекта, целей контроля и условий его проведения. Применительно к БРЭА объектов РКТ, которая, по сути, является динамической системой, процесс функционирования (построение математической модели) удобно представлять в виде математической конструкции, описанной в литературе (Дунаев В.В. и др., 1991).

Однако в определенных случаях возникает неоднозначность выхода динамической системы, связанная с отсутствием информации о воздействиях некоторых внешних (неконтролируемых) деструктивных

факторов (помехи, шумы и т.п.), что вызывает неопределённость значений выходных переменных системы при неизменности её внутреннего состояния и постоянстве контролируемых входных воздействий. Это приводит к снижению достоверности технического диагностирования БРЭА вследствие неправильного (некорректного) определения допусков на параметры. С точки зрения системных исследований возникновение данной неопределённости можно отнести к проблеме наблюдения состояния динамической системы, теоретическое и прикладное значение которой позволяет сформулировать и решить задачу учёта дестабилизирующих факторов на основе фиксации доступных для измерения параметров. Следует отметить, что с точки зрения алгоритмических основ испытаний обозначенные выше системы являются открытыми по входу (Лоскутов А.И. и др., 2013; Ловцов Д.А. и др., 2019).

Для модели данной системы отношение $\varphi \subseteq Q \times Y$ между состояниями и выходными значениями (выходами) не является, вообще говоря, функцией, ввиду сюръективности функции выхода (наличия классов эквивалентности S над множеством телеметрируемых параметров). Однако обратное отношение $\varphi^{-1} \subseteq Q \times Y$ однозначно, и, следовательно, по наблюдаемому выходу $y \in Y$ и функции $\varphi^{-1}: Y \rightarrow Q$ можно чётко определить текущее состояние $\varphi^{-1}(y) \in Q$. На рисунке 1 представлено сюръективное отображение функции выхода.

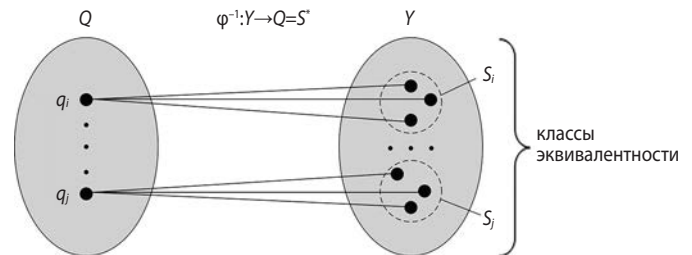


рисунок 1. Наглядное представление функции выхода систем, открытых по входу

Как видно, для оценки состояния систем, открытых по входу, вся модель системы не нужна, достаточно только функции выхода φ . Каждому состоянию системы $q_i \in Q$ соответствует некоторый класс выходов этой системы $\varphi(q_i) \in Y$, причём различным состояниям $q_i, q_j \in Q$ соответствуют непересекающиеся классы выходов: $\varphi(q_i) \cap \varphi(q_j) = \emptyset$ при $i \neq j$. Таким образом, сущность оценки состояния систем, открытых по входу, заключается в отнесении наблюдаемого выхода системы к множеству непересекающихся классов выходов. Функция φ^{-1} представляет собой функцию отнесения к состояниям параметров классов выходов.

НЕЙРОСЕТЕВОЙ ПОДХОД К КОНТРОЛЮ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ БОРТОВОЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ В УСЛОВИЯХ МНОГОЗНАЧНОСТИ ФУНКЦИИ ВЫХОДОВ

Наиболее важным с практической точки зрения является случай, когда выходы системы представляют собой кортежи значений измеряемых выходных параметров этой системы, т.е. $Y=Y_1 \times \dots \times Y_N$. В этом случае многозначную функцию (Лоскутов А.И. и др., 2013):

$$\varphi: Q \rightarrow Y_1 \times \dots \times Y_N, \quad (1)$$

равно как и однозначную функцию отнесения:

$$\varphi^{-1}: Y_1 \times \dots \times Y_N \rightarrow Q, \quad (2)$$

можно представить в табличном виде (таблица 1).

таблица 1 – Вид представления многозначной функции выхода (однозначной функции отнесения) системы, открытой по входу

Q	Y_1	Y_2	...	Y_N
q_{i1}	y_{i1}^1	y_{i1}^2	...	y_{i1}^N
q_{i2}	y_{i2}^1	y_{i2}^2	...	y_{i2}^N
...
q_{im}	y_{im}^1	y_{im}^2	...	y_{im}^N

Оценка состояния системы по наблюдаемому выходу $Y \in Y_1 \times \dots \times Y_N$ и таблице для функции отнесения φ^{-1} может быть осуществлена с помощью алгоритма прямого перебора строк таблицы. Однако применительно к сложным системам решение данной задачи невозможно из-за недопустимо больших затрат времени на вычисления. Особенно это актуально для БРЭА объектов РКТ, техническое состояние которых оценивается, в некоторых случаях десятками тысяч параметров.

Выходом из сложившейся ситуации является использование метода синтеза системы оценки состояния (СОС), основанного на принципах обучения. Центральная идея метода обучения в том, чтобы по частичному описанию функции отнесения построить некоторое приближение (аппроксимацию) этой функции. Для этого специалист по бортовой системе (эксперт) создает так называемую обучающую выборку (ОВ), т.е. разбиение некоторого, обычно относительно небольшого по объёму, подмножества Y^0 множества Y всех возможных значений измеряемых (выходных) параметров на непересекающиеся классы. При этом между классами указанного разбиения и состояниями системы устанавливается взаимно однозначное соответствие.

Обучающая выборка представляет собой некоторую однозначную функцию $\varphi_0^{-1}: Y^0 \rightarrow Q$ (или многозначную функцию $\varphi_0: Q \rightarrow Y_0$). Фрагмент ОВ представлен в таблице 1. С помощью ОВ можно оценивать состояния системы только по выходам $y \in Y^0$, где Y^0 – область определения ОВ, так как на всём множестве Y функция φ_0^{-1} не определена. Поскольку СОС должна уметь оценивать состояние системы по любому её выходу $y \in Y$, то возникает задача построения некоторого продолжения $\varphi_+^{-1}: Y \rightarrow Q$ функции φ_0^{-1} на все множество Y возможных выходов системы.

При этом необходимо, чтобы выполнялось условие полноты (Р), а также условие корректности (К):

$$\varphi_+^{-1}(y) = \varphi_0^{-1}(y) \text{ для любого } y \in Y^0.$$

Эту задачу можно эффективно решить на основе НС прямого распространения, обучив её на оценку состояния по множеству Y^0 . Этим расширяется множество Y^0 до Y^+ , что позволяет сформировать эффективную СОС. Нейронная сеть G может быть представлена в виде

$$G = \langle Z, P_{ij} \rangle, \quad (3)$$

где Z – множество вершин нейронной сети; P_{ij} – весовые коэффициенты связи между i -м и j -м нейроном.

Важным аспектом при построении ОВ является предобработка выборки параметров, в частности, их нормировка под функцию активации применяемых нейронов. Нормировка параметров может быть осуществлена согласно (Абрамов Н.С. и др., 2017).

Таким образом, предложенный подход к решению задачи наблюдения систем, открытых по входу, основан на использовании НС прямого распространения, достоинством которых является возможность их обобщения по подобию, что позволит решить обобщенную задачу с требуемым качеством.

2. Постановка задачи синтеза функции отнесения множества параметров к состояниям многозначной функции выходов бортовой радиоэлектронной аппаратуры на основе нейронной сети прямого распространения

Математическая постановка задачи контроля ТС БРЭА изделий РКТ с применением НС может быть представлена следующим образом.

Дано:

1. Модель объекта испытаний (параметры модели), представленная в виде конечного автомата (Талалаев А.А., 2015), характеризуемая N параметрами, которые могут принимать m значений.

2. Обучающая выборка функции отнесения, заданная над множеством Y^0 .

3. Нейронная сеть G (3), позволяющая построить продолжение функции φ_0 на все множество Y с учётом выполнения условий полноты и корректности.

4. Показатель оптимизации решения задачи.

В качестве показателя оптимизации выберем перекрёстную энтропию E , характеризующую оценку вероятностей ошибочных определений видов ТС как редких событий. Минимизация данного показателя будет критерием, позволяющим делать вывод о целесообразности применения системы контроля ТС объектов РКТ на основе нейронной сети при проведении испытаний.

Тогда ошибка всех выходов сети по всему набору обучающих примеров будет иметь вид (Сырямкин В.И. и др., 2013):

$$E_{\Pi} = -\sum_{p=1}^P \sum_{i=1}^{N_L} t_i^{\{p\}} \ln y_i^{\{p\}}, \quad (4)$$

где $t_i^{\{p\}}$ – требуемое (целевое) значение i -го выхода сети при подаче примера p ; $y_i^{\{p\}}$ – реальное значение i -го выхода сети при подаче примера p ; P – число примеров в обучающей выборке.

Требуется: разработать такую конструкцию нейронной сети G , которая позволяет определить значения функции отнесения φ_+^{-1} при достижении минимального значения показателя E_{Π} :

$$G: Z^* = \arg \min E_{\Pi}(Z) \Rightarrow \varphi_+^{-1}: Y^+ \rightarrow Q \left| \begin{array}{l} \varphi_0^{-1}: Y^0 \rightarrow Q \\ \Pi = \Pi^{\text{треб}} \\ K = K^{\text{треб}} \end{array} \right. \quad (5)$$

где $\Pi^{\text{треб}}$, $K^{\text{треб}}$ – требуемые условия полноты и корректности получаемой функции отнесения φ_+^{-1} .

Таким образом, построение функции φ_+^{-1} при помощи НС в системе контроля ТС БРЭА изделий РКТ будет определяться способом задания ОВ (исходными данными) и выбором параметров нейронной сети.

3. Разработка нейросетевого подхода к оценке состояния бортовой радиоэлектронной аппаратуры в системе контроля технического состояния изделий ракетно-космической техники

Математическая модель процесса построения функции отнесения и обучения НС при создании системы контроля ТС БРЭА может быть представлена в виде коммутативной диаграммы с учётом изменений множества Y (рисунок 2).

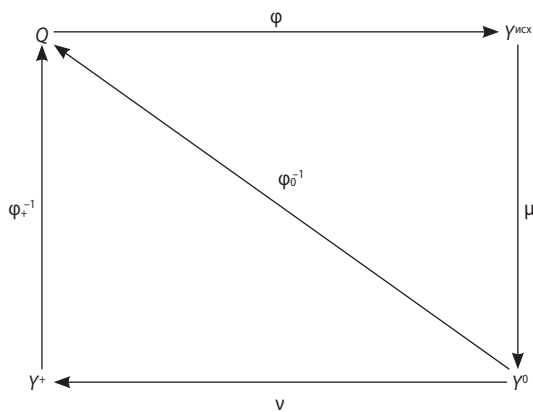


рисунок 2. Коммутативная диаграмма, отображающая процесс построения функции отнесения и обучения нейронной сети

Здесь $\varphi: Q \rightarrow Y^{\text{исх}}$ – отображение, реализующее функцию выхода; получаемую в результате математического моделирования процесса функционирования объекта контроля;

$\mu: Y^{\text{исх}} \rightarrow Y^0$ – отображение, реализующее процесс формирования исходных данных для ОВ (множество Y^0);

$\nu: Y \rightarrow Y^+$ – отображение, реализующее процесс расширения множества Y^0 до множества Y^+ за счёт обучения и свойств НС;

$\varphi_0^{-1}: Y^0 \rightarrow Q$ – обучающая выборка, в общем случае являющаяся композицией двух отображений φ и μ ;

$\varphi_+^{-1}: Y^+ \rightarrow Q$ – функция отнесения, полученная в результате использования НС.

Построение системы для определения ТС БРЭА на основе нейронной сети может включать следующие основные этапы (Назаров А.В. и др., 2003):

1. Формирование обучающей выборки φ_0^{-1} на основе функции выхода φ объекта контроля.
2. Формирование структуры нейронной сети $G = \langle Z, P_{ij} \rangle$ исходя из условий целевой задачи (5).
3. Обучение нейронной сети G по данным обучающей выборки φ_0^{-1} .
4. Проверка условий полноты (Π) и корректности (K) получаемой функции отнесения φ_+^{-1} .
5. Проверка условия выполнения целевой задачи (5).
6. Применение полученной нейросетевой структуры в рамках системы контроля ТС БРЭА объектов РКТ.

Продолжение ОВ сводится к задаче распознавания образов. Для решения задачи распознавания образов будем использовать многослойную нейронную сеть прямого распространения (Николенко С. и др., 2018). Структура такой нейронной сети представлена на рисунке 3.

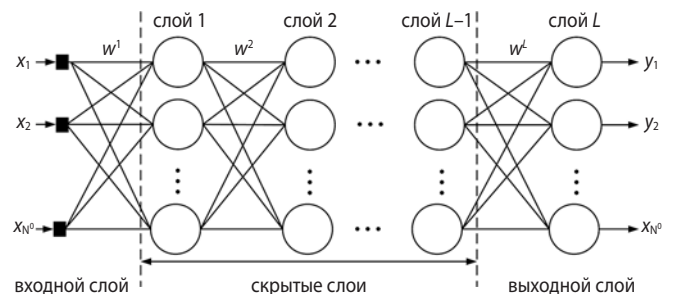


рисунок 3. Структура многослойной нейронной сети прямого распространения

Здесь x_j – i -й вход нейронной сети; w_{ij}^k – весовой коэффициент связи i -го нейрона ($k-1$) слоя с j -м нейроном k -го слоя (предпоследнего ($L-1$) слоя с j -м нейроном L -го слоя); y_j – i -й выход нейронной сети.

НЕЙРОСЕТЕВОЙ ПОДХОД К КОНТРОЛЮ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ БОРТОВОЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ В УСЛОВИЯХ МНОГООЗНАЧНОСТИ ФУНКЦИИ ВЫХОДОВ

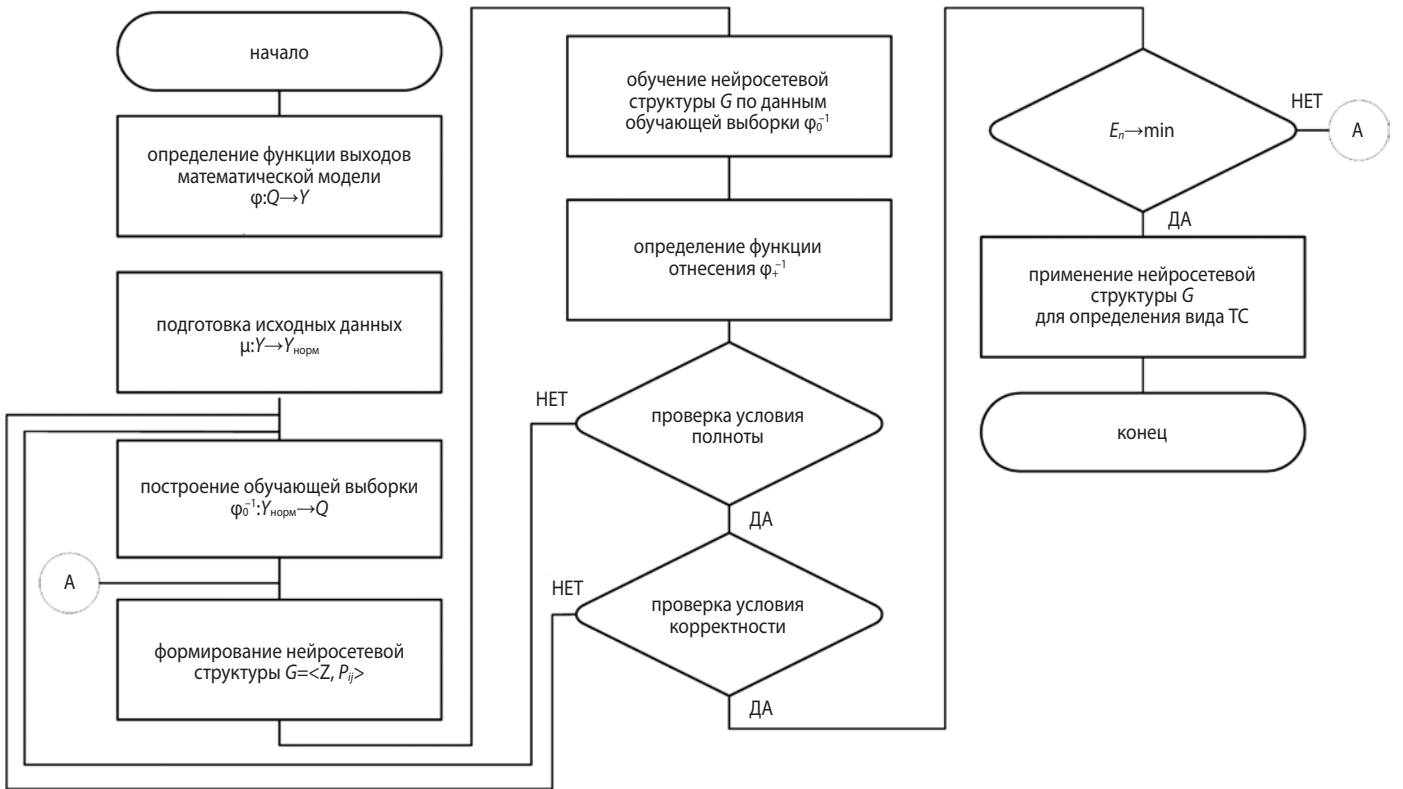


рисунок 4. Обобщенная блок-схема алгоритма обучения нейронной сети и построения функции отнесения

Функционирование многослойной нейронной сети прямого распространения описывается уравнениями согласно (Николенко С. и др., 2018). Для обучения разработанной нейронной сети прямого распространения будем использовать метод обратного распространения ошибки на основе масштабируемого метода сопряженных градиентов (Назаров А.В. и др., 2003).

Обобщенная схема алгоритма оценки состояния с обучением нейронной сети и построением функции отнесения φ_+^{-1} представлена на рисунке 4. Данная схема является основой для построения подсистемы

оценки состояния БРЭА системы контроля ТС изделий РКТ.

На рисунке 5 представлена структурная схема системы контроля ТС БРЭА с оценкой состояния систем, открытых по входу, нейронной сетью прямого распространения (Лоскутов А.И. и др., 2013).

Таким образом, применение в контуре контроля ТС БРЭА нейронной сети позволяет автоматизировать данный процесс. При поступлении вектора кортежа параметров НС осуществляется отнесение (построение функции отнесения) их к состояниям объекта и сравнение с модельными состояниями.

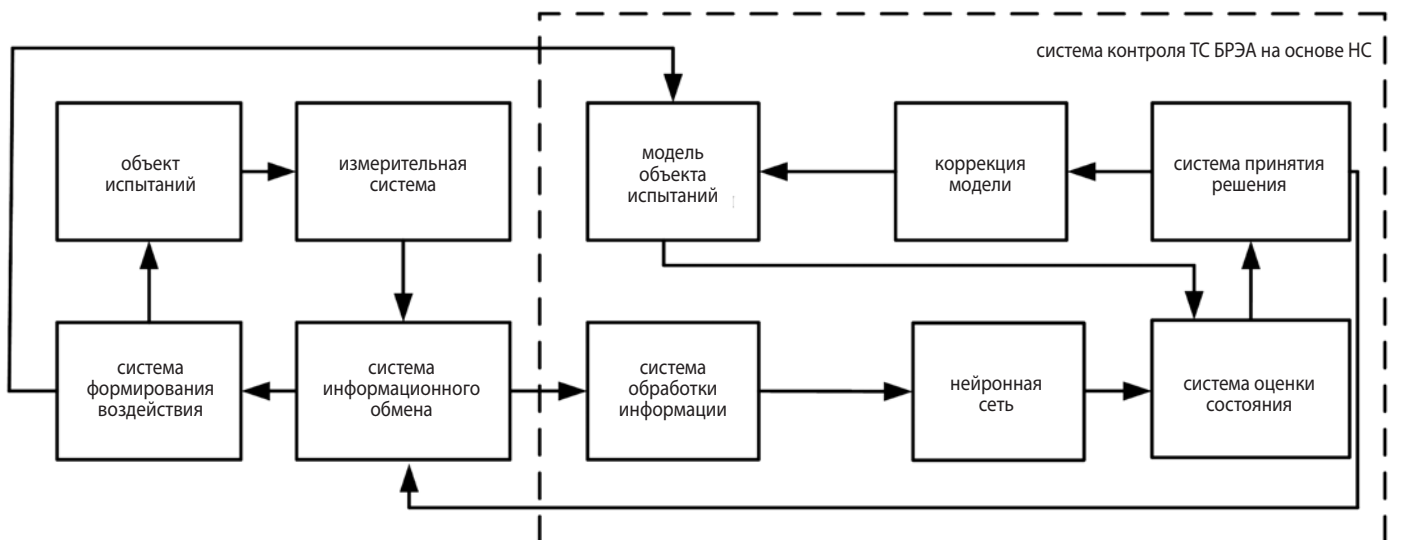


рисунок 5. Обобщенная структурная схема системы контроля

таблица 2 – Функция выхода КАМ БРТС БР-9ЦК-1

состояние модели	состояние модели БРТС $Y = \{y^1 \times \dots \times y^5\}$						
	y^1	y^2	y^3			y^4	y^5
	питание системы	КСС	ТМА1	ТМОТР1	ТМИ1	КСЗУ	ДВ
Q_1	0	0	0	0	0	0	0
Q_2	1	0	0	0	0	1000	1
Q_3	1	01000011	2±0,8В	≤0,5В	3,8±0,8В	1000	1
Q_3				0,3			
Q_3				0,2			
.....							
Q_4	1	01000011	0В	0В	0В	1000	1
Q_5	1	01000011	2±0,8В	≤0,5В	3,8±0,8В	1010	1
Q_6	1	01000001	4±1В	≤0,5В	3,8±0,8В	1000	1
Q_7	1	01000001	4±1В	≤0,5В	3,8±0,8В	1010	1
Q_8	1	01000001	0В	0В	0В	1000	1
Q_9	1	01100001	4±1В	≤0,5В	3,8±0,8В	1010	1
Q_{10}	1	01100001	0В	0В	0В	0000	1
Q_{11}	1	01100001	4±1В	≤0,5В	3,8±0,8В	0000	1
Q_{12}	1	00110010	0В	0В	0В	1010	1
Q_{13}	1	00110010	0В	0В	0В	0000	1
Q_{14}	1	01110010	4±1В	≤0,5В	3,8±0,8В	1010	1
Q_{15}	1	01110010	4±1В	≤0,5В	3,8±0,8В	0000	1
Q_{16}	1	00110101	4±1В	≤0,5В	3,8±0,8В	0000	1
Q_{17}	1	01100101	4±1В	≤0,5В	3,8±0,8В	0000	1
Q_{18}	1	01110101	4±1В	≤0,5В	3,8±0,8В	0000	1
Q_{19}	1	00110110	4±1В	≤0,5В	3,8±0,8В	0000	1
Q_{20}	1	01100110	4±1В	≤0,5В	3,8±0,8В	0000	1
Q_{21}	1	01110110	4±1В	≤0,5В	3,8±0,8В	0000	1
Q_{22}	1	00000010	0В	0В	0В	1000	1
Q_{23}	1	00000110	0В	0В	0В	1000	1
Q_{24}	1	01000010	4±1В	≤0,5В	3,8±0,8В	1000	1
Q_{25}	1	01000011	2±0,8В	≤0,5В	3,8±0,8В	1010	0

4. Пример реализации предложенного подхода

Рассмотрим возможность реализации предложенного подхода в системе контроля ТС БРЭА на примере бортовой радиотелеметрической системы (БРТС) БР-9ЦК-1. В качестве исходных данных рассмотрим параметры конечно-автоматной модели (КАМ) БРТС. Необходимо отметить, что для простоты будут рассмотрены состояния только исправно функционирующей аппаратуры. Произведенный синтез математической модели БРТС позволил получить 25 состояний, формализующих процесс функционирования

исходной исправно функционирующей системы БР-9ЦК-1. Каждое состояние Q характеризуется своим образом Y в пространстве телеметрируемых параметров (ТМП) (вектором ТМП).

Размерность пространства ТМП равна пяти: $Y = \{y^1 \times \dots \times y^5\}$. На основе рассмотренного выше алгоритма обучения представим пример реализации нейросетевого подхода в рамках системы контроля ТС БРЭА.

1. Определим функцию выхода конечно-автоматной модели БРТС БР-9ЦК-1. Данные представлены в таблице 2.

НЕЙРОСЕТЕВОЙ ПОДХОД К КОНТРОЛЮ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ БОРТОВОЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ В УСЛОВИЯХ МНОГОЗНАЧНОСТИ ФУНКЦИИ ВЫХОДОВ

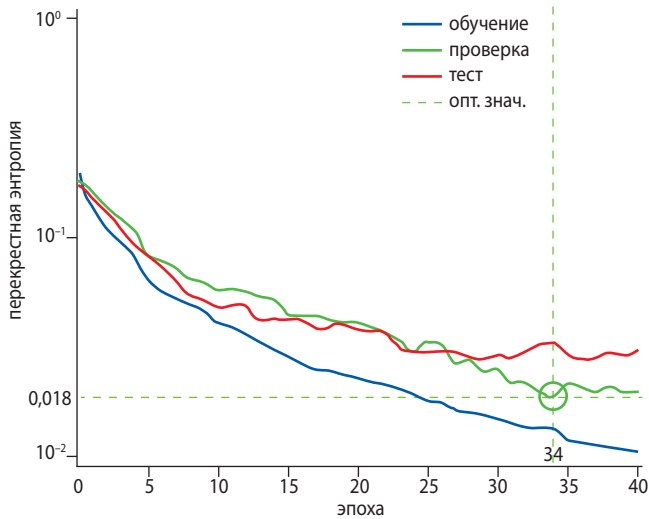
В таблице приняты следующие сокращения: КСС – командно-служебное слово; ТМА1 – мощность падающей волны передатчика; ТМОТР1 – мощность отражённой волны передатчика; ТМИ1 – напряжение питания; КСЗУ – командно-служебное слово запоминающего устройства; ДВ – датчик времени.

На примере состояния Q_3 представлены возможные векторы значений параметров, характеризующие данные состояния по параметру ТМОТР1. Аналогично получаем функцию выхода для всех состояний Q .

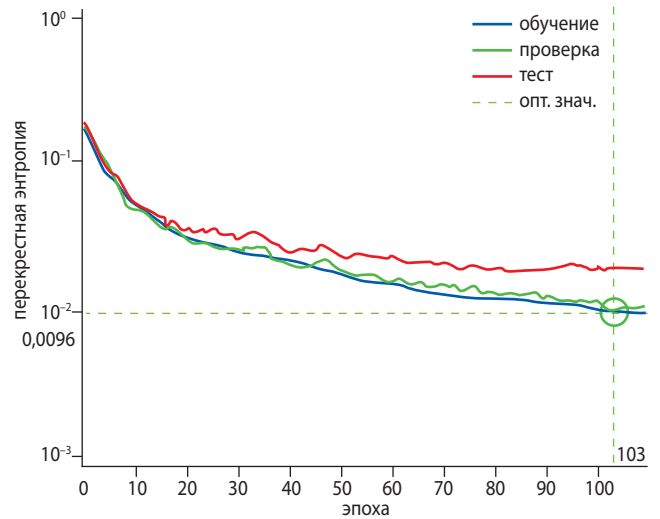
2. На основании функции выхода φ КАМ БРТС БР-9ЦК-1 синтезируем обучающую выборку φ_0^{-1} на 100, 200 и 500 элементов для 25 состояний для обучения НС. Для подготовки исходных данных используем линейную нормировку.

3. Сформируем нейросетевую структуру G для решения задачи распознавания образов в пакете расширения Neural Network Toolbox системы MATLAB R2017a. Сеть, которая используется для распознавания образов, является сетью прямого распространения с двумя слоями и с сигмоидальной функцией активации в первом слое и softmax функцией – в выходном слое. Количество нейронов в скрытом слое выберем по умолчанию равным 10. Число нейронов выходного слоя в нашем примере равно 25 (по числу состояний), так как входные данные необходимо разделить на 25 классов.

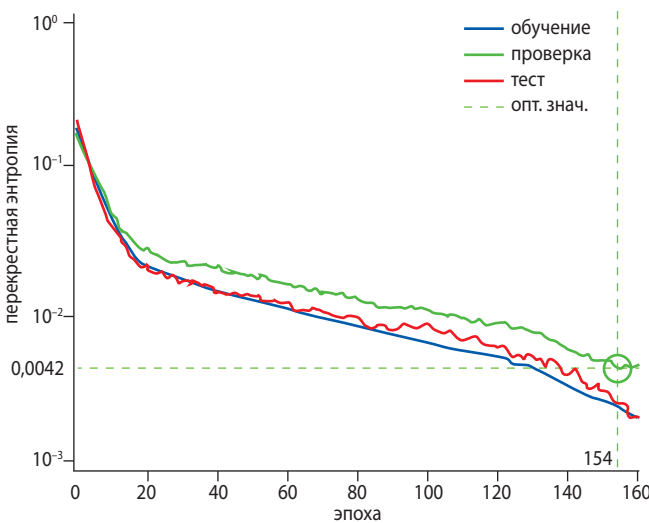
4. Произведём обучение НС G на основе сформированных в пункте 2 обучающих выборок. Для оценки производительности НС рассмотрим значения



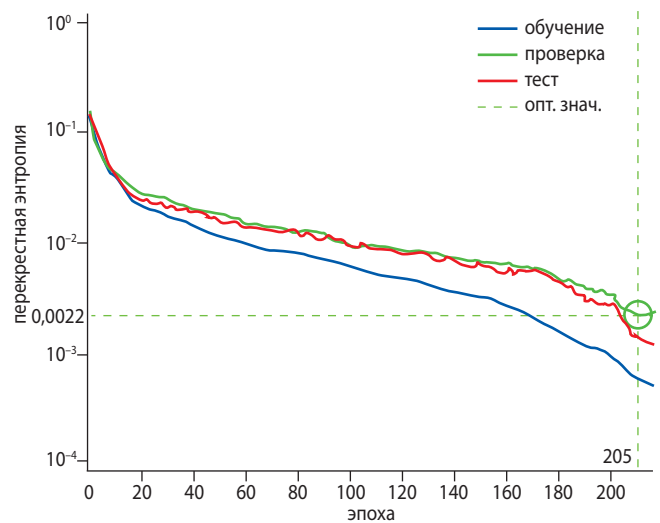
а



б



в



г

а – на 120 элементов; **б** – на 250 элементов;
в – на 500 элементов; **г** – на 1000 элементов.

рисунок 6. Результаты обучения нейронной сети при обучающей выборке

перекрестной энтропии для проверочной последовательности из состава ОВ. На рисунках ба–бг представлены оптимальные значения перекрестной энтропии для НС при обучении выборкой на 120, 250, 500 и 1000 элементов соответственно.

5. Определим условия выполнения полноты и корректности для полученной функции отнесения φ_+^{-1} .

6. Определим параметры НС G с целью нахождения оптимального значения перекрестной энтропии. В таблице 3 представлены значения перекрестной энтропии для различных параметров НС.

таблица 3 – Значения перекрестной энтропии от параметров НС и ОВ, %

ОВ	количество нейронов в скрытом слое				
	10	30	50	100	300
120	0,018	0,014	0,02	0,023	0,27
250	0,0096	0,0079	0,0091	0,013	0,22
500	0,0042	0,0034	0,0049	0,0073	0,012
1000	0,0022	0,0017	0,0045	0,0061	0,0081

Анализ полученных результатов показал, что экстремум функции (5) находится в пределах от 10 до 30 нейронов в скрытом слое в зависимости от параметров ОВ. Дальнейшие исследования позволили получить значение перекрестной энтропии на уровне 0,0012 для 25 нейронов скрытого слоя, что в рамках рассмотренных параметров НС и ОВ будет являться оптимальным значением функции (5).

Таким образом, при использовании СОС состояния были получены результаты эксперимента по продолжению ОВ φ_+^{-1} при оценке состояний БРЭА с высокой степенью достоверности. При этом обеспечены минимальные значения показателя перекрестной энтропии E_{II} на уровне $\leq 1\%$. Дальнейшим направлением исследований в данной предметной области является расчёт достоверности контроля ТС БРЭА изделий РКТ с учётом ошибок 1 и 2 рода.

заключение

Совершенствование процесса испытаний в рамках разработки СМО является ключевым направлением развития испытательных комплексов изделий РКТ. С учётом анализа воздействий на БРЭА дестабилизирующих факторов и других особенностей, указанных ранее, совершенствование процесса контроля ТС БРЭА требует использования НС. Полученные в ходе работы результаты подтверждают возможность применения НС для построения СОС БРЭА при контроле ТС изделий РКТ. Это, в свою очередь, позволит повысить уровень автоматизации процесса испытаний изделий РКТ.

список литературы

Абрамов Н.С., Талалаев, А.А., Фраленко В.П., Хачумов В.М. Высокопроизводительная нейросетевая система мониторинга состояния и поведения подсистем космических аппаратов по телеметрическим данным // Программные системы: теория и приложения. 2017. № 3. С. 109-131.

ГОСТ 34.003-90. Информационная технология. Комплекс стандартов на автоматизированные системы. Автоматизированные системы. Термины и определения. Введ. 1992-01-01. М.: Изд-во стандартов, 1990. 16 с.

Дунаев В.В., Поляков О.М., Фролов В.В. Алгоритмические основы испытаний. Л.: МО СССР, 1991. 427 с.

Ловцов Д.А., Чернов В.В. Оптимизация бортового антенного комплекса объекта испытаний при обмене телеметрической информацией через спутник ретранслятор // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 3. С. 64-73.

Лоскутов А.И., Козырев Г.И. Основы испытаний бортовых радиоэлектронных систем. СПб.: ВКА им А.Ф. Можайского, 2013. 158 с.

Назаров А.В., Лоскутов А.И. Нейросетевые алгоритмы прогнозирования и оптимизации систем. СПб.: Наука и техника, 2003. 384 с.

Николенко С., Кадурун А., Архангельская Е. Глубокое обучение. СПб.: Питер, 2018. 480 с.

Сыряжкин В.И., Горбачев С.В., Сунцов С.Б. Адаптивные нейросетевые алгоритмы диагностики материалов, оборудования и радиоэлектронной аппаратуры. Saarbrücken: LAMBERT Academic Publishing, 2013. 269 с.

Талалаев А.А., Фраленко В.П., Хачумов В.М. Обзор стандартов и концепция построения средств мониторинга, контроля и диагностики космического аппарата // Программные системы: теория и приложения. 2015. № 3. С. 21-43.

Шевченко С.Н. Метод оценки и подтверждение надёжности систем космических аппаратов по результатам испытаний в форсированных режимах // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 3. С. 60-64.

Hanaa T. El-Madany, Faten H. Fahmy, Ninet M.A. El-Rahman, Hassen T. Dorrah. Spacecraft Neural Network Control System Design using FPGA // International Journal of Computer, Electrical, Automation, Control and Information Engineering. 2011. Vol. 5. P. 984-990.

Patan K. Artificial neural networks for the modelling and fault diagnosis of technical processes // Lecture Notes in Control and Information Sciences Berlin. Springer. 2008. 221 p.

Статья поступила в редакцию 19.11.2020

Статья после доработки 23.11.2020

Статья принята к публикации 23.11.2020

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). Тема и основное содержание статей предварительно согласовываются с редколлегией журнала.

2. Статьи из других организаций направляются в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя генерального директора. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, заключение комиссии по экспортному контролю и рецензию.

3. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.

4. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи не должен превышать 15 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, должность, 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 2010**, 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. К статье следует приложить диск с файлами:

- сформированной статьи;
- рисунков, графиков (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата A4);
- фотографий авторов (размер фотографий не менее 10×15);
- сведений об авторах.

В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), учёное звание, учёную степень, аспирант или соискатель учёной степени, 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 25.03.2021. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 7,0 печ. л. тираж 300 экз. цена свободная

отпечатано с готового оригинал-макета в книжной типографии ИП Дудкин В.А.,
614 090, Пермский край, г. Пермь, ул. Емельяна Ярославского, 42-10.



подписку на журнал
ВЕСТНИК
НПО имени С.А. Лавочкина
можно оформить на почте.
подписной индекс № 37156
в каталоге «ПЕРИОДИЧЕСКИЕ
ИЗДАНИЯ. ГАЗЕТЫ И ЖУРНАЛЫ»
ООО ГК «УРАЛ-ПРЕСС»

ежеквартальный
научно-технический журнал
«Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина»
издаётся с 2009 года.

включён:

- в базу данных российского индекса научного цитирования (РИНЦ);
 - в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК по группе научных специальностей 05.07.00 авиационная и ракетно-космическая техника.

основные тематические направления:

- ракетная и космическая наука и техника
- непилотируемые средства для исследования Луны, планет и космического пространства
- проектирование, расчёт, математическое моделирование, производство, эксплуатация, управление полётом, баллистика, космическая навигация и др.

журнал адресован учёным, специалистам, аспирантам и студентам научно-исследовательских институтов, опытно-конструкторских бюро, университетов и промышленности, занимающихся решением теоретических и практических проблем

адрес редакции:

141402, МОСКОВСКАЯ ОБЛАСТЬ
город ХИМКИ
улица ЛЕНИНГРАДСКАЯ, дом 24

(495) 575-55-63
(495) 575-54-69
(495) 575-00-68 факс

vestnik@laspaceru
<http://www.vestnik.laspaceru>

В АО «НПО Лавочкина» готовится к выпуску книга «Автоматический космический аппарат нового поколения «ЛУНА-25» – от исследования к освоению лунных ресурсов. В ней представлено описание лунной станции и комплекса научной аппаратуры для контактных исследований естественного спутника Земли в районе Южного полюса, в том числе, с целью обоснования возможности освоения лунных ресурсов в дальнейшем. Этот аппарат будет базовой платформой для создания перспективных лунников с широкой научно-прикладной программой работы. Разделы книги написаны учёными и специалистами АО «НПО Лавочкина», ГК «Роскосмос» и ИКИ РАН.

50

МАРС-2

**ОРБИТАЛЬНЫЙ
АППАРАТ**

МАРС-3

**ПЕРВАЯ
МЯГКАЯ ПОСАДКА**

**ПРОВЕДЕНО
ФОТОГРАФИРОВАНИЕ
МАРСА С ОРБИТЫ,
ИЗМЕРЕНИЕ
ТЕМПЕРАТУРЫ
ПОВЕРХНОСТИ
ПЛАНЕТЫ,
ОПРЕДЕЛЕНЫ
ДАВЛЕНИЕ,
ТЕМПЕРАТУРА
АТМОСФЕРЫ,
СОДЕРЖАНИЕ В НЕЙ
ВОДЯНОГО ПАРА
И УГЛЕКИСЛОГО ГАЗА.**

