



9 февраля 2000 года

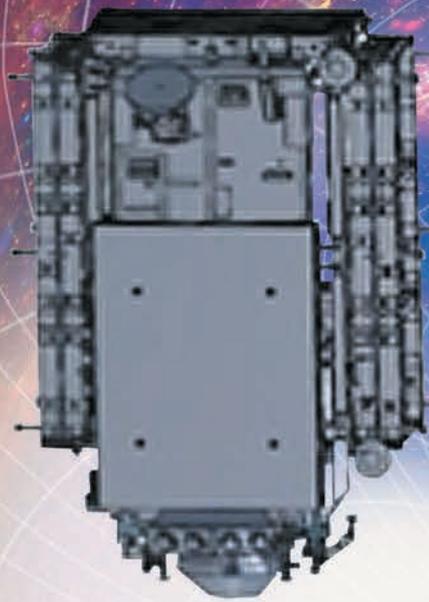
20 лет

запуску
межорбитального
космического буксира

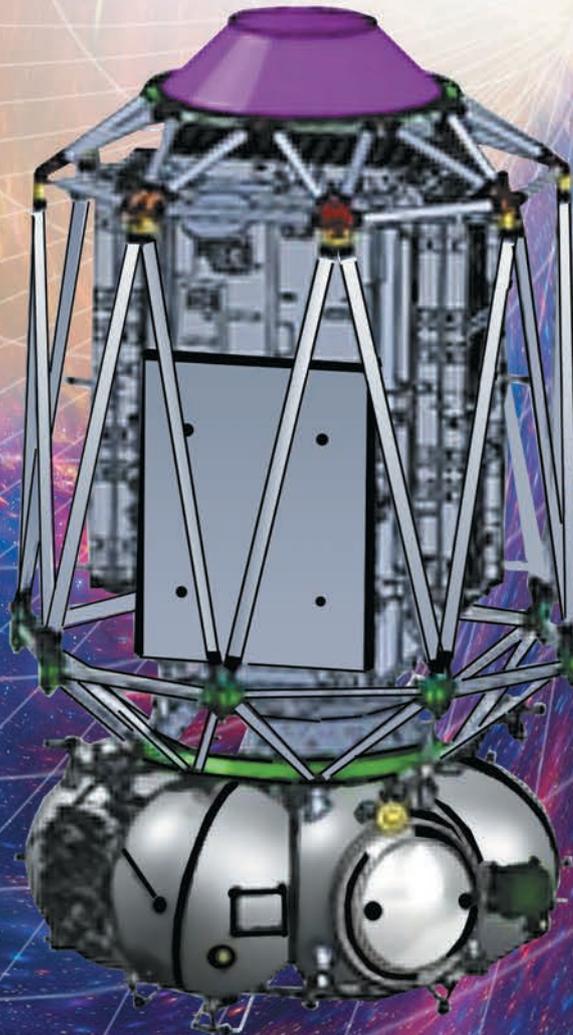
ФРЕГАТ

осуществлено
86 запусков

выведено на заданные орбиты
374 искусственных спутника Земли
2 межпланетные станции



РАЗРАБОТКА
СИСТЕМЫ ДВОЙНОГО ЗАПУСКА
(СДЗ) КА ЯВЛЯЕТСЯ ОДНИМ
ИЗ ВАЖНЕЙШИХ
НАПРАВЛЕНИЙ
СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ
ПРОГРАММЫ ПУСКОВ



Система двойного запуска КА является новым словом в ракетно-космической отрасли России. Она позволит существенно нарастить конкурентную способность РН среднего класса типа «Союз-2» с разгонным блоком типа «Фрегат» на рынке пусковых услуг.

СДЗ значительно повысит: их экономическую эффективность; объем выведения спутников на различные целевые орбиты.

Предлагаемая СДЗ позволяет выводить на наиболее востребованную в настоящее время солнечно-синхронную орбиту с космодромов Байконур, Восточный, Куру Гвианского космического центра полноразмерные искусственные спутники Земли (два или четыре одновременно) общей массой полезной нагрузки до 5500 кг одним межорбитальным буксиром среднего класса типа «Фрегат» с ракетой-носителем типа «Союз-2».

с о д е р ж а н и е

Редакционная статья	3
Занин К.А. Обобщённый метод определения разрешающей способности радиолокатора с синтезированием апертуры	4
Телепнев П.П., Жиряков А.В., Герасимчук В.В. Проектный расчёт уровня вибронагруженности элементов конструкций КА методом динамического анализа	13
Моисеев А.А. Основы проектного выбора конструкционных материалов при создании прецизионных космических конструкций	19
Шевченко С.Н. Метод обоснования программ модернизации космических аппаратов	24
Сахаров М.В., Конради Д.С. Оценка влияния помех на решение информационных задач оптико-электронными системами космических аппаратов	29
Маленков М.И., Волов В.А. Автоматическая система крепления и развёртывания бортового манипулятора орбитального корабля «Буран»: проблемы и история создания	36
Чиков В.А., Волченков А.С., Петров А.С., Прилуцкий А.А. Компьютерная программа для моделирования характеристик субапертурных АФАР, используемых в космических радиолокаторах с синтезированной апертурой	45
Телепнев П.П., Кузнецов Д.А., Жиряков А.В., Пласкеев Н.А. К вопросу динамического поведения электромаховичных исполнительных устройств прецизионных космических аппаратов	53
Ушаков В.В., Щербаков А.М. Регулируемый наддув ракетного бака	57
Гришин С.А., Захаров Ю.В., Защирицкий С.А., Лошаков В.А., Маркачев Н.А., Михайлов Д.Н. Метод моделирования посадки аппарата на поверхность Марса на динамическом стенде	62
Вятлев П.А., Шеманов А.Г., Харитонов С.Г., Мишин Ю.Н. К вопросу изготовления фольговых электронагревателей космического аппарата лазерными технологиями	68
Маркачев Н.А., Соболев Я.А., Петухов И.С., Михайлов Д.Н., Князев Б.А., Савинкова К.Я. Разработка и применение метода управления горячим деформированием листовой заготовки из титанового сплава путём регулирования её температурного поля	75

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 «Газеты и журналы» (Роспечать)
© АО «НПО ЛАВОЧКИНА» © авторы статей

ежеквартальный научно-технический журнал издаётся с 2009 года

адрес редакции: 141402 Московская обл., г. Гимки, 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. Моисеев**
д.т.н. **А.Е. Назаров**
А.В. Савченко
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



20001



9 772075 694002

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**
A.V. Savchenko
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.
 Consolidated method of determination of
 the Synthetic Aperture Radar resolution 4
Telepnev P.P., Zhiryakov A.V., Gerasimchuk V.V.
 Design calculation of the vibration load level of spacecraft
 structural elements by dynamic analysis 13
Moisheev A.A.
 Background of design selection of engineering materials at
 creation of precise space structures 19
Shevchenko S.N.
 Justification method for the spacecraft modernization programs 24
Sakharov M.V., Konrady D.S.
 Evaluation of the influence of interference on the solution of
 information problems by spacecraft optical-electronic systems. 29
Malenkov M.I., Volov V.A.
 Automatic system for fastening and deployment of
 the on-board manipulator of the orbital ship Buran:
 problems and history of creation. 36
**Chikov V.A., Volchenkov A.S.,
 Petrov A.S., Prilutskiy A.A.**
 Computer program for modeling space synthetic aperture
 radar active phased array antenna characteristics. 45
**Telepnev P.P., Kuznetsov D.A.,
 Zhiryakov A.V., Plaskev N.A.**
 On the dynamic behavior of electromechanical actuators
 for precision spacecraft 53
Ushakov V.V., Shcherbakov A.M.
 Controlled pressurization of the rocket tank 57
**Grishin S.A., Zakharov Y.V.,
 Zashchirinsky S.A., Loshakov V.A.,
 Markachev N.A., Mikhailov D.N.**
 Dynamic test bench simulation of SC landing on the Mars surface. 62
**Vyatlev P.A., Shemanov A.G.,
 Kharitonov S.G., Mishin Yu.N.**
 On manufacturing of a SC foil electric heaters
 by laser processing technologies 68
**Markachev N.A., Sobolev Y.A.,
 Petukhov I.S., Mikhaylov D.N.,
 Knyazev B.A., Savinkova K.Y.**
 Development and applications of the titanium alloy sheet
 hot deformation control method by adjustment of its temperature field 75

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.laspase.ru>
- subscription index 37156 in catalogue «GAZETY I JURNALY» (ROSPECHAT)
 © «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>

9 февраля 2020 года исполнилось 20 лет со дня запуска первого межорбитального буксира «Фрегат».

Создан МКБФ был в НПО имени С.А. Лавочкина.

Современное развитие космонавтики как в научном, так и в прикладном направлении требует широкого использования высокоэнергетических орбит для искусственных спутников Земли. Создатели МКБФ исходили из того, что разгонный блок должен иметь высокую надёжность и компактную конструкцию. Поэтому его двигательная установка должна была быть по основным системам уже отработана в составе других КА, обеспечивать необходимое многократное включение и значительно больший срок активного существования по сравнению с другими разгонными блоками. Проектно-конструкторская реализация такой концепции позволила создать высокоэффективное изделие, обеспечивающее в том числе вывод межпланетных станций на отлётные траектории.

Выбор компонентов топлива, аналогичных применяемым в двигательных установках других космических аппаратов, позволил использовать уже существующие заправочные станции на космодромах Байконур и Плесецк; кроме того исключалась необходимость заправки топливом непосредственно на старте, что было обязательно для разгонных блоков на криогенных компонентах.

Маршевым двигателем был выбран С5.92, созданный КБ Химического машиностроения имени А.М. Исаева, на высококипящих компонентах топлива: несимметричный диметилгидразин и азотный тетраоксид. Данный ЖРД успешно применялся НПО имени С.А. Лавочкина на значительном количестве межпланетных станций. Он имел два режима тяги: 2000 кг и 1400 кг, что было важно для обеспечения точного импульса выведения. Для системы стабилизации, ориентации и обеспечения запуска применены однокомпонентные гидразиновые двигатели С5.221 тягой 5 кг, серийно выпускаемые тем же предприятием.

Другим весьма важным элементом МКБФ является система управления, которая была создана НПЦАП имени академика Н.А. Пилюгина. В основу СУ была положена их разработка для ракеты космического назначения «Зенит». При проектировании МКБ и по другим служебным системам в значительной степени учитывался принцип преемственности.

Помимо рационального выбора служебных систем, основополагающим принципом при создании МКБ является разработка оптимальной проектно-конструкторской схемы изделия. Известно, что чем более совершенна конструкция разгонного блока, то есть чем меньше его конечная масса, тем более тяжёлый космический аппарат может быть выведен на заданную орбиту. Это и является основным критерием оптимизации конструкции такого блока.

Проектное решение расположить все сферические топливные баки и приборные отсеки по окружности (то есть отказ от тандемной схемы) позволило создать

достаточно компактный по высоте МКБ и обеспечило максимально возможную зону для полезной нагрузки при существующих головных обтекателях.

Ещё одной значимой задачей было создание силовой схемы, предполагающей наиболее рациональный способ передачи нагрузки от КА на ракету-носитель. Традиционно это осуществляется посредством ферменных конструкций, причём масса и габариты МКБ увеличиваются. Было разработано оригинальное конструкторско-технологическое решение, при котором усилия от полезной нагрузки на ракету-носитель передаются через восемь алюминиевых несущих труб, пронизывающих топливные баки и приборные отсеки. Они-то и выполняют роль переходной фермы. Проведённый проектно-конструкторский анализ показал, что аналогов такой конструкции в мире не существовало. Впоследствии алюминиевые трубы заменили на трубы из композитного материала бор-алюминий, чем было обеспечено снижение массы стержней.

Помимо конструкторских усовершенствований в рассматриваемом МКБ, решено немало технологических задач. В частности, в целях оптимизации массы блока баков для получения минимально необходимых запасов прочности применяется химическое фрезерование их оболочек. Для изготовления трудоёмких деталей широко используются станки с ЧПУ.

В результате проведённых проектно-конструкторских и технологических мероприятий по оптимизации массово-габаритных и энергетических характеристик МКБФ признан одним из лучших в мире в среднем классе разгонных блоков. Его конструкция позволяет создавать различные модификации с достаточно широким диапазоном заправки топливом в зависимости от целевых задач. В настоящее время существует четыре типа «Фрегата» (базовый, с малыми и большими дополнительными ёмкостями, со сбрасываемым торовым блоком баков).

Благодаря высокой надёжности и возможности адаптации под широкий спектр пусковых задач, МКБ типа «Фрегат» уверенно занимает лидирующее место в своём классе на рынке пусковых услуг, как и ракета-носитель типа «Союз-2». С помощью МКБФ осуществляются запуски с четырёх космодромов (Байконур, Плесецк, Восточный, Гвианский космический центр). К настоящему времени совершено 86 запусков и выведено на различные орбиты 376 космических аппаратов различной размерности и назначения.

Создатели межорбитального космического буксира «Фрегат» во главе с заместителем генерального конструктора Асюшкиным Владимиром Андреевичем в 2011 году были одними из первых удостоены Премии имени Ю.А. Гагарина Правительства Российской Федерации.

С уверенностью можно сказать, что межорбитальному космическому буксиру «Фрегат» предстоит долгая, плодотворная жизнь.

ОБОБЩЁННЫЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАЗРЕШАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАНИЕМ АПЕРТУРЫ

CONSOLIDATED METHOD OF DETERMINATION OF THE SYNTHETIC APERTURE RADAR RESOLUTION



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

Предложен обобщённый метод определения разрешающей способности космического радиолокатора с синтезированием апертуры на основе функции передачи модуляции. Разработанная модель позволяет более обоснованно формировать требования к параметрам радиолокационных космических систем.

Ключевые слова:
показатели качества;
информационный тракт;
линейное разрешение на местности;
космический радиолокатор с синтезированной апертурой; радиометрическое разрешение;
функция передачи модуляции;
качество радиолокационного изображения.

DOI: 10.26162/LS.2020.47.1.001

ВВЕДЕНИЕ

Метод синтезирования апертуры в радиолокации начал развиваться в 50-х годах XX века. В результате появилась возможность всепогодной съёмки с намного лучшим качеством, чем у ранее существовавших радиолокаторов бокового обзора.

A consolidated method of determination of the space synthetic aperture radar resolution basing on modulation transfer function is proposed. The designed model allows defining the requirements for the space radar systems parameters in a more substantiated way.

Key words:
quality characteristics;
data path;
geolocation;
space synthetic aperture radar;
radiometric resolution;
modulation transfer function;
radar image quality.

К настоящему времени радиолокаторы с синтезированием апертуры (РСА) устанавливаются как на авиационные, так и на космические носители. Получаемые при синтезировании апертуры радиолокационные изображения (РЛИ) являются высоко-

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

информативными, содержат ценную информацию о фазе отражённой волны (Занин К.А., 2013; Дарных В.В. и др., 2010), однако обладают рядом особенностей затрудняющих обработку.

Прежде всего, это интерференция зондирующих сигналов при отражении от объектов наблюдения, приводящая к формированию картинки в виде системы блестящих точек и спекл-шум. Ограниченная мощность излучаемого сигнала приводит к меньшему, чем на оптических изображениях отношению сигнал-шум. В результате считается, что традиционные способы оценки качества изображения в оптико-электронных системах не применимы к РСА (Ленёхина Т.А. и др., 2012).

Сложившаяся практика оценки качества РЛИ по полуширине функции рассеяния точки (ФРТ) заимствована из задачи радиолокационной пеленгации, где наблюдаются точечные цели расположены на фоне с низким уровнем случайных шумов.

В общем случае конечным продуктом является радиолокационное изображение и РСА можно отнести к иконическим системам с когерентными свойствами излучения.

Для иконических систем наблюдения классическим определением разрешающей способности является минимальное расстояние между объектами, при котором они наблюдаются раздельно. Факт раздельного наблюдения объектов определяется обнаружением минимума яркости с заданным уровнем вероятности. Такое определение разрешения позволяет связать геометрическую форму ФРТ с контрастом наблюдаемых объектов, уровнем шумов и влиянием искажающих факторов в РСА (Занин К.А., Москатиньев И.В., 2017; Бачманов М.М., Исков Д.А., 2017).

Методы оценки качества изображения формируемого электромагнитным излучением оптического диапазона со свойствами когерентности рассмотрены в ряде работ (Маршалль А., Франсон М., 1964; Рожков О.В. и др., 1988). Общей теории оценки качества изображений РСА и оптико-электронных комплексов (ОЭК) с когерентным излучением в настоящее время не разработано.

Разрешающая способность и качество РЛИ современных космических РСА непрерывно улучшается, что постепенно приближает их к качеству оптико-электронных изображений. В работах (Prats-Iaola P. et al., 2012; Dumitru C. et al., 2013) отмечается, что достижение высокой разрешающей способности РСА возможно только при более тщательном учёте всех возмущающих факторов (Занин К.А. и др., 2016).

Разработка обобщённого метода оценки качества РЛИ, построенного с применением функций передачи модуляции позволяет связать амплитудно-фазовые ошибки синтезирования с разрешающей способностью.

1. Модель формирования радиолокационного изображения

Вывод функции модуляции комплексной амплитуды радиолокационного изображения приведён в работе (Занин К.А., Москатиньев И.В., 2017). Для понимания сути дальнейшего метода определения разрешения приведём основные математические выражения.

Модель формирования РЛИ удобно представить в виде операции линейной свёртки с аппаратной функцией РСА по амплитуде:

$$\mathbf{A}(y) = \mathbf{A}_{\text{об}}(y) \otimes \mathbf{A}_{\delta}(y), \quad (1)$$

где $\mathbf{A}_{\text{об}}(y) = A_0(y) e^{i\varphi_{\text{об}}(y)}$ – комплексный коэффициент рассеяния наблюдаемого объекта сложной конфигурации;

$\mathbf{A}_{\delta}(y) = A_{\delta}(y) e^{i\varphi_{\delta}(y)}$ – комплексная функция рассеяния амплитуды точечного объекта (ФРА);

y – пространственная координата;

$A_0(y) = \sqrt{\sigma_0(y)}$ – комплексная амплитуда;

$\sigma_0(y)$ – коэффициент отражения в ОЭК или удельная эффективная поверхность рассеяния;

$\varphi_{\text{об}}(y)$ – поворот фазы при отражении электромагнитной волны от объекта;

$A_{\delta}(y)$ – модуль и $\varphi_{\delta}(y)$ – фаза комплексной амплитуды.

Представление РЛИ на экране и его анализ обычно производится в виде интенсивности (мощности) сигнала:

$$I(y) = |\mathbf{A}(y)|^2, \quad (2)$$

где \mathbf{A} – комплексная амплитуда, полученная в результате свёртки (1).

В случае синтезирования РЛИ, априорные данные об $\mathbf{A}_{\text{об}}(y)$ отсутствуют и применяется свёртка сигналов с другим видом. Однако из них можно выделить аппаратную функцию $A_{\delta}(y)$ и привести к общему виду (1).

Комплексная ФРА определяется корреляционной функцией траекторного сигнала и опорной функцией при синтезировании:

$$\mathbf{A}_{\delta}(y) = \mathbf{U}_{\delta}(x) \otimes \mathbf{O}_{\delta}(x-y), \quad (3)$$

где x – пространственная координата вдоль траектории синтезирования РЛИ; $\mathbf{U}_{\delta}(x)$ – траекторный сигнал РСА от точечной цели; $\mathbf{O}_{\delta}(x) \approx \mathbf{U}_{\delta}^*(x)$ – опорная функция при синтезировании, в идеальном случае представляет собой комплексно сопряжённый траекторный сигнал.

При отсутствии фазовых и амплитудных ошибок синтезирования ФРА определяется функцией sinc:

$$\mathbf{A}_{\delta}(\xi) = \frac{\sin(\xi)}{\xi}, \quad (4)$$

где $\xi = \frac{\pi y}{R_g}$, y – пространственная координата; R_g – разрешающая способность, м.

Квадрат модуля $I_{\delta}=|A_{\delta}(\xi)|^2$ принято называть аппаратной функцией РСА.

С учётом квадратичного детектирования (2) свёртка (1) представляет собой полную модель формирования РЛИ, с произвольной зависимостью от пространственной координаты.

Величина геометрического (пространственного) разрешения РСА R_g (в метрах на земной поверхности), определяется как ширина профиля квадрата функции рассеяния точки $R_g=2y_{0.5}$ в направлениях азимута или дальности, соответствующей интенсивности в изображении точечного объекта по уровню 0.5 (–3 дБ) от максимума мощности (Кондратенков Г.С., Фролов А.Ю., 2005).

Элементы информационного тракта РСА отличаются от идеальных. На траекторный сигнал действуют систематические и случайные ошибки изменяющие амплитуду и фазу сигналов, в результате происходит искажение ФРА. Основными результатами влияния ошибок тракта является расширение главного лепестка и переход части энергии сигнала в боковые лепестки.

2. Оценка разрешающей способности по гармонической пространственной мире

Методика определения разрешения по полуширине ФРИ имеет существенные недостатки. Основной из них заключается в том, что таким образом определяется только предельно возможное разрешение в условиях близких к идеальным. Учитывается только геометрическая форма ФРТ без учёта контраста наблюдаемого объекта, фона местности и радиометрической чувствительности РСА. В этом случае, например, не ясно как на разрешающую способность влияют уровни боковых лепестков и случайные шумы тракта.

Считается, что в случае РСА определение разрешения по перепаду сигналов использовать нельзя в силу когерентности, вызывающей интерференцию. Действительно, построить простую аналитическую модель перепада яркости двух точечных объектов с учётом их интерференции достаточно затруднительно. Большие сложности возникают и при учёте нелинейности квадратичного детектора интенсивности сигнала в элементе изображения.

Одновременно частичная когерентность (в пределах ширины спектра сигналов) является свойством РСА и существенно влияет на особенности РЛИ. То есть отбрасывать учёт когерентности при анализе качества РСА нельзя.

Подходы к оценке качества изображения формируемого когерентными системами показаны работах (Марешаль А., Франсон М., 1964; Бахолдин А.В., 2015). Применение функции передачи модуляции

комплексной амплитуды для оценки качества РСА в случае отсутствия фазовых искажений рассматривается в работе (Занин К.А., Москатиньев И.В., 2017).

Способ оценки качества когерентной оптической системы по функции передачи модуляции при фазовых искажениях предложен в работе (Рождков О.В. и др., 1988).

Совершенствуя рассмотренные выше подходы применительно к РСА, удаётся построить обобщенный метод оценки качества РЛИ с учётом свойств когерентности и влияния фазовых и амплитудных искажений.

Рассмотрим оценку разрешающей способности РСА более подробно.

Комплексный коэффициент рассеяния наблюдаемого объекта можно представить суммой ряда гармонических колебаний зависящих от пространственной частоты. Пространственная частота в этом случае имеет аналог обычной частоты при задании коэффициента отражения в виде функции координаты, а не времени (Ллойд Дж., 1987; Хартов В.В. и др., 2011).

В качестве тестового объекта для оценки разрешающей способности в этом случае используется тестовая мира с прямоугольным или гармоническим законом изменения амплитуды:

$$A_{об}(v_a)=A_{cp}+\Delta A \cos(2\pi v_a); \quad (5)$$

$$\varphi_{об}(v)=0,$$

где A_{cp} – среднее значение амплитуды; ΔA – амплитуда; $\Delta A \leq A_{cp}$.

$$\text{Соответственно: } \Delta A = \frac{A_{max}-A_{min}}{2} \text{ и } A_{cp} = \frac{A_{max}+A_{min}}{2},$$

где A_{max} – максимальная амплитуда; A_{min} – минимальная амплитуда; $v_a = \frac{1}{2y}$ – пространственная частота гармонического сигнала, определяемая периодом решётки $2y$ с разрешаемым полупериодом y .

Видимость объекта (5) с учётом интенсивности (2) характеризуется коэффициентом контрастности:

$$K_{об} = \frac{I_{max} - I_{min}}{I_{max} + I_{min}} = \frac{\Delta I_{об}}{I_{cp}}, \quad (6)$$

где $\Delta I_{об} = \frac{I_{max} - I_{min}}{2}$ – перепад интенсивности сигнала; $I_{cp} = \frac{I_{max} + I_{min}}{2}$ – среднее значение сигнала.

Перепад интенсивности и её среднее значение для гармонического сигнала (5):

$$\Delta I_{об} = (A_{cp} + \Delta A)^2 - (A_{cp} - \Delta A)^2 = 4\Delta A A_{cp}, \quad (7)$$

$$I_{cp} = 2(A_{cp}^2 + \Delta A^2). \quad (8)$$

Минимально разрешаемая величина полупериода соответствует пространственному разрешению $y=R_g$. Соответственно максимальная разрешаемая величина на пространственной частоты $v_p = \frac{1}{2R_g}$.

Далее удобно перейти к нормированной частоте:

$$v = \frac{v_a}{v_{\max}},$$

где $v_{\max} = \frac{1}{2R_{\max}}$ – предельная частота пропускаемая трактом.

Предельное пространственное разрешение R_{\max} определяется шириной спектра сигнала РСА по азимуту или дальности.

Схема преобразования тестовых объектов информационным трактом РСА в пространственной и частотной области показана на рисунке 1. Зависимость амплитуды спектра точечного объекта от частоты представляет собой постоянную величину. То есть его изображение состоит из суммы бесконечного числа гармонических колебаний. Информационный тракт РСА является фильтром высоких частот, предел пропускания которого зависит от ширины и фор-

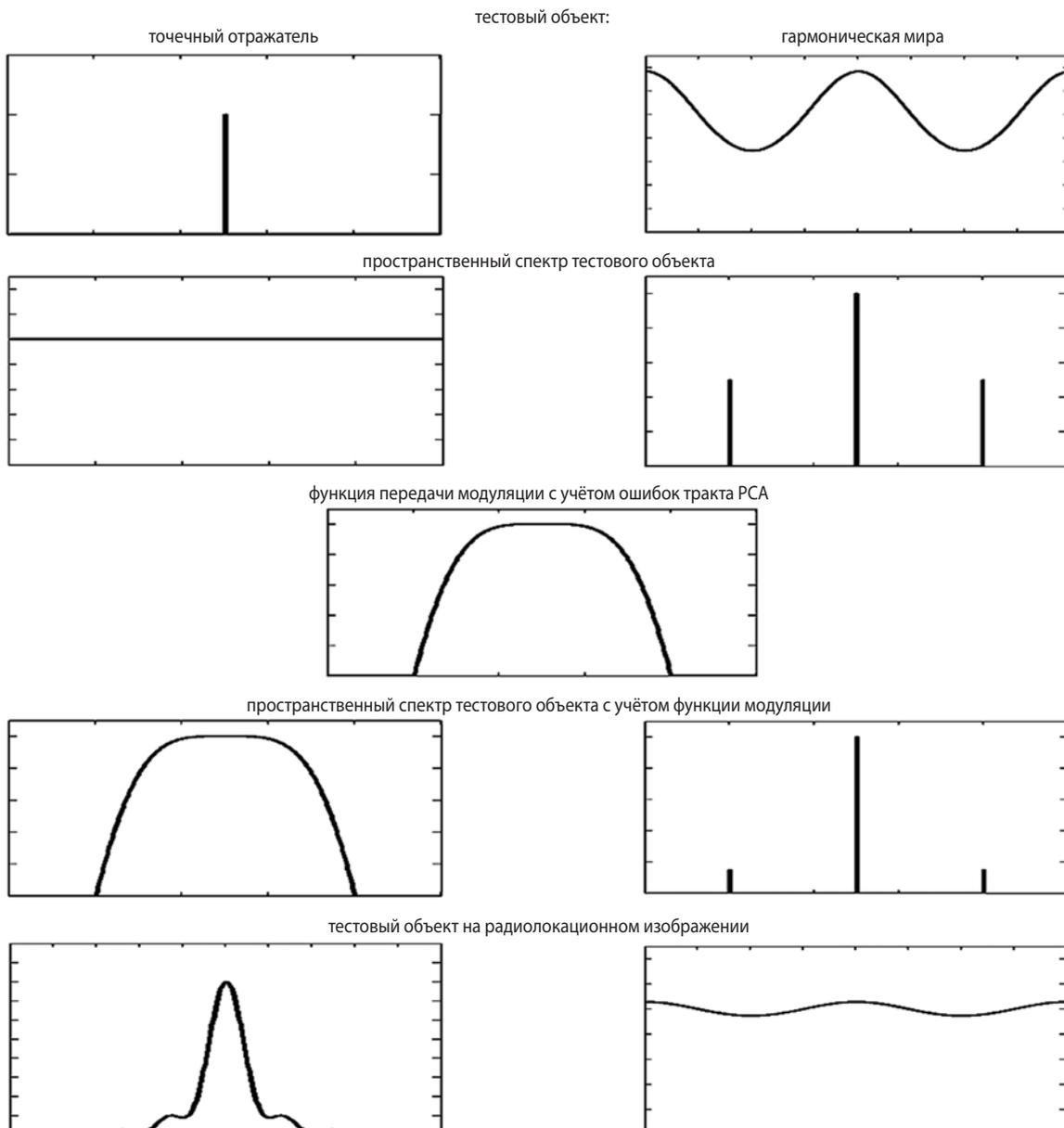
мы спектра сигнала РСА по дальности или азимуту (Сахно И.В., 2017; Петров А.С. и др., 2019). В результате ширина функции рассеяния точечного изображения ограничивается предельной частотой пропускаемой информационным трактом РСА.

Факт разрешения тестовой миры определяется превышением перепада сигнала между максимумом и минимумом на фоне шума:

$$\Delta I \geq \psi_{\text{тр}} \sigma_{\text{ш}}, \quad (9)$$

где ΔI – амплитуда перепада сигнала по интенсивности (мощности); $\sigma_{\text{ш}}$ – среднеквадратичное значение интенсивности шума; $\psi_{\text{тр}}$ – требуемый запас для обеспечения заданной вероятности разрешения, обычно $\psi_{\text{тр}} \geq 4$ для $P \geq 0.8$.

Значения $\psi_{\text{тр}}$ в дальнейшем следует уточнить с учётом особенностей функции распределения вероятности шумов РСА.



рисунк 1. Общая схема преобразования тестовых объектов информационным трактом РСА

ОБОБЩЁННЫЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАЗРЕШАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАНИЕМ АПЕРТУРЫ

Таким образом, метод оценки разрешающей способности по предельной пропускаемой частоте гармонического тестового объекта является общим и позволяет установить предельную ширину ФРТ более сложного точечного объекта.

3. Функция передачи модуляции комплексной амплитуды информационного тракта радиолокатора с синтезированием апертуры

Прохождения гармонического сигнала через тракт РСА удобно моделировать в частотной области при помощи функции передачи модуляции.

Свёртку (1) можно представить как произведение образов Фурье по пространственной частоте:

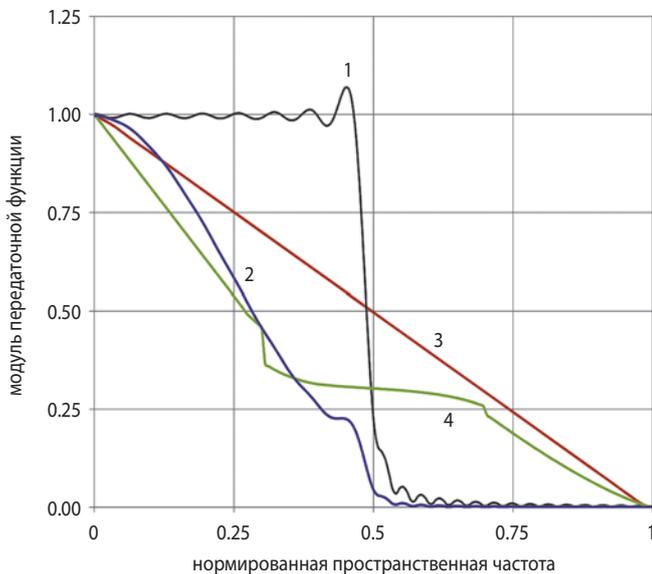
$$S(v) = S_{об}(v)T_A(v), \quad (10)$$

$S(v) = F\{A(y)\}$ – пространственный спектр радиолокационного изображения;

$S_{об}(v) = F\{A_{об}(y)\}$ – пространственный спектр наблюдаемого объекта;

$T_A(v) = F\{A_s(y)\}$ – функция передачи модуляции амплитуды;

$F\{\}$ – преобразование Фурье по пространственной частоте.



- 1 – идеальный радиолокатор с синтезированием апертуры;
- 2 – радиолокатор с синтезированием апертуры при типовой обработке функцией Хэмминга с коэффициентом 0.6;
- 3 – идеальный оптико-электронный комплекс;
- 4 – оптико-электронный комплекс с учётом центрального экранирования.

рисунок 2. Функция передачи модуляции в различных системах построения изображения

Функцию передачи модуля комплексной амплитуды (ФПМА) удобно представить в экспоненциальном виде:

$$T_A(v) = T_A(v)e^{i\varphi_A(v)}, \quad (11)$$

где $T_A(v)$ – модуль передаточной функции; $\varphi_A(v)$ – фаза передаточной функции.

На рисунке 2 показана функция передачи РСА (11) и оптико-электронных системах построения изображения в идеальном случае и с учётом ошибок информационного тракта.

Частотный подход позволяет разделить основные ошибки, действующие в информационном тракте на амплитудный и фазовый тип.

Модуль и фазу передаточной функции РСА можно представить в виде произведения и суммы их составляющих:

$$T_A(v) = W_T(v)T_\delta(v);$$

$$\varphi_A(v) = \varphi_T(v) + \varphi_\delta(v),$$

где $W_T(x)$ – амплитудные искажения; $\varphi_T(x)$ – систематические фазовые искажения; $T_\delta(v)$ – модуль передаточной функции идеального РСА; $\varphi_\delta(v)$ – фаза передаточной функции идеального РСА.

Амплитудные искажения тракта можно представить в виде произведения функций его составляющих:

$$W_T(v) = \prod_{n=1}^N W_n(v).$$

В первом приближении амплитудные искажения состоят из двух составляющих:

$$W_T(v) = W_\psi W_s(v) W_{ачх}(v),$$

где $W_s(v)$ – спектр весовой функция при обработке; $W_{ачх}(v)$ – нелинейность амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) тракта; W_ψ – коэффициент уменьшения модуляции в результате случайного фазового шума в траекторном сигнале.

Нелинейность АЧХ может быть вызвана не только нелинейностью отдельных элементов, например фазового детектора, но и зависимостью коэффициента усиления антенны от угла перенацеливания луча. В маршрутном режиме коэффициент усиления изменяется в зависимости от положения объекта в диаграмме направленности неподвижного луча.

С целью уменьшения боковых лепестков при сжатии по азимуту и дальности применяется умножение сигнала на весовую функцию. Для обработки РЛИ в основном применяется обобщенная (генерализованная) функция Хэмминга (*Breit H. et al., 2008*):

$$W_{ан}(x) = a - (1+a)\cos(2\pi x),$$

где a – параметр функции (коэффициент взвешивания); x – координата траектории синтезирования.

Особенностью большинства обобщённых весовых функций является совпадение спектральной плотности и её значения: $W_s(v)=W_{ап}(x)$. Рациональное значение коэффициента весовой обработки принимается равным 0.6

Одним из основных видов фазовых искажений в РСА является расфокусировка, вызванная неточностью задания опорной функции или другими нелинейностями тракта. Изменение фазы при расфокусировке задаётся квадратичной функцией от пространственной частоты:

$$\varphi_r(v)=c_2v^2,$$

где c_2 – величина набега фазы.

Кроме систематических искажений фазы вызванных, например неточностью задания опорной функции, нелинейностью фазового детектора и др., в информационном тракте действуют случайные независимые фазовые шумы. Они определяются спектральным шумом опорного генератора, средой распространения, джиттером аналого-цифрового преобразователя и др. факторами. Их влияние заключается в снижении энергетики и уменьшении максимума синтезированного сигнала.

Учёт уменьшения модуляции амплитуды в результате действия случайного фазового шума удобно осуществить формулой Рузе, известной в теории антенн:

$$W_\psi=e^{-\sigma_\psi^2},$$

σ_ψ – среднеквадратичное отклонение случайного фазового шума в траекторном сигнале.

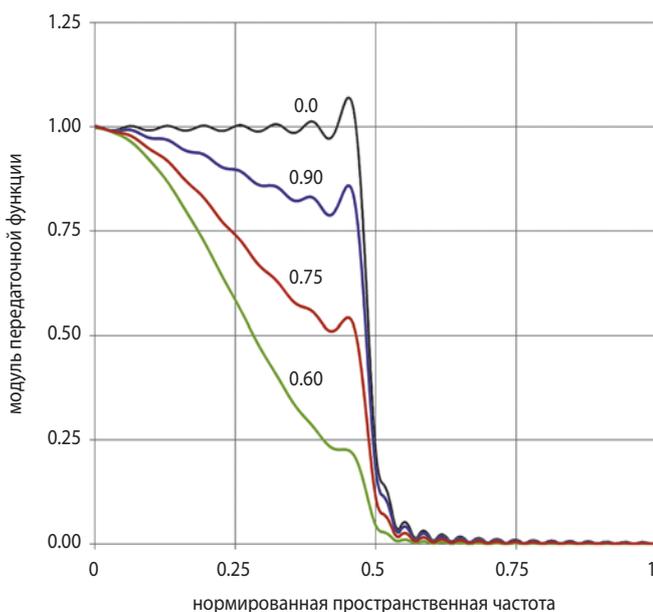


рисунок 3. Модуль функции передачи модуляции амплитуды для различных коэффициентов весовой обработки обобщённой функцией Хэмминга

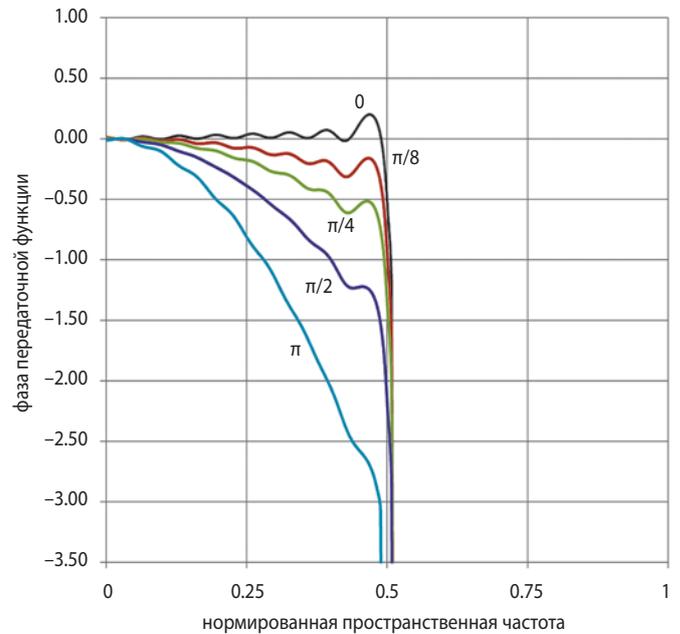


рисунок 4. Фаза функции передачи модуляции амплитуды для различных значений квадратичной фазовой ошибки

На рисунках 3, 4 показан модуль амплитуды в зависимости от коэффициента функции Хэмминга и квадратичной ошибки фазы.

4. Функция передачи модуляции интенсивности радиолокационного изображения

Для сложного тестового объекта с бесконечным спектром типа точечного отражателя влияние фазовых ошибок различной природы учитывается при помощи общей теории дифракции и интегралов Фурье. В работе (Кондратенков Г.С., Фролов А.Ю., 2005) приводится искажение ширины ФРТ, интегральная и абсолютная величина боковых лепестков в зависимости от фазовых ошибок различного вида.

Задача синтеза изображения в следящем телескопическом режиме (Starring Spot Light) TerraSAR-X с учётом модуляции коэффициента усиления антенны при перенацеливании луча и фазовой ошибки вызванной прохождением сигнала в ионосфере подробно рассмотрена в работе (Prats-Iaola P. et al., 2012). Фаза функции передачи модуляции по координатам азимута и дальности называется в указанной работе «2D frequency domain». Учёт искажений «2D frequency domain» при синтезировании улучшает ФРТ и качество изображения.

Анализ амплитуды и фазы функции модуляции позволяет корректно учесть основные свойства РСА. Однако переход к представлению комплексных отсчётов на РЛИ в виде интенсивности (мощности)

ОБОБЩЁННЫЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАЗРЕШАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАНИЕМ АПЕРТУРЫ

сигнала требует учёта нелинейности квадратичной функции (2).

Декомпозиция изображения объектов со сложным пространственным спектром на сумму гармонических составляющих позволяет решить задачу учёта (2) в более общем виде. Рассмотрим способ перехода от комплексной функции модуляции амплитуды к функции модуляции интенсивности подробнее.

Спектральное отображение Фурье гармонической решётки (4) по пространственной частоте (10) определяется зависимостью:

$$S_{об}(v) = A_{cp} \delta(0) + \Delta A \delta(v), \quad (12)$$

где $\delta(0)$ – дельта функция на нулевой частоте; $\delta(v)$ – дельта функция на частоте пространственной решётки v .

Раскрывая выражение (5) с учётом (7), (12) и применяя обратное преобразование Фурье, получим зависимость модуля амплитуды от пространственной частоты на радиолокационном изображении решётки:

$$A = A_{cp} + \Delta A \cos(2\pi v) T_A(v), \quad (13)$$

где $T_A(v) = T_A(v) e^{i\varphi_A(v)}$ – функция передачи модуля амплитуды (ФПМА).

Далее необходимо корректно учесть представление сигнала на РЛИ по интенсивности (квадратичное детектирование).

Интенсивность изображения миры (13) равна квадрату модуля комплексного числа:

$$I(v) = \text{Re}(A)^2 + \text{Im}(A)^2,$$

где с учётом формулы Эйлера $e^{i\varphi_A(v)} = \cos\varphi_A(v) + i\sin\varphi_A(v)$: $\text{Re}(A) = A_{cp} + \Delta A \cos(2\pi v) T_A(v) \cos\varphi_A(v)$ – действительная часть $A(v)$; $\text{Im}(A) = \Delta A \cos(2\pi v) T_A(v) \times \sin\varphi_A(v)$ – мнимая часть $A(v)$.

Возводя в квадраты и складывая с учётом $\cos^2\varphi_A(v) + \sin^2\varphi_A(v) = 1$ получим выражение для интенсивности сигнала гармонической решётки (13):

$$I(v) = A_{cp}^2 + 2A_{cp}\Delta A \cos(2\pi v) T_A(v) \cos\varphi_A(v) + \Delta A^2 \cos^2(2\pi v) T_A^2(v). \quad (14)$$

Максимальное и минимальное значение (14) достигается при $\cos(2\pi v) = 1$ и $\cos(2\pi v) = 0$, соответствующий контраст миры (6), (13) на РЛИ определяется выражением:

$$K = \frac{I_{\max} - I_{\min}}{I_{\max} + I_{\min}} = \frac{4A_{cp}\Delta A T_A(v) \cos\varphi_A(v)}{2(A_{cp}^2 + \Delta A^2 T_A^2(v))}. \quad (15)$$

Выражение (15) показывает, что преобразование контраста в РСА в общем случае не линейно. Это вызвано зависимостью среднего уровня сигнала РЛИ от квадрата коэффициента модуляции амплитуды $T_A^2(v)$ в знаменателе (15).

Оценка разрешения обычно производится для объектов среднего контраста с $K \approx 0.2$, тогда $\Delta A^2 \ll A_{cp}^2$ и с достаточной точностью выполняется выражение (8): $I_{cp} \approx 2(A_{cp}^2 + \Delta A^2)$ и линейность передачи контраста:

$$K \approx K_{об} T_A(v) \cos\varphi_A(v).$$

Однако этот факт можно не учитывать, так как перепад интенсивности сигнала на РЛИ передаётся линейно:

$$\Delta I = 4A_{cp}\Delta A T_A(v) \cos\varphi_A(v).$$

Учитывая, что согласно (7) $\Delta I_{об} = 4A_{cp}\Delta A$, получим связь перепад интенсивности миры на РЛИ:

$$\Delta I = \Delta I_{об} T_{рса}(v),$$

$$\text{где } T_{рса}(v) = T_A(v) \cos\varphi_A(v) \quad (16)$$

– функция передачи модуляции интенсивности в РСА с учётом амплитудной и фазовой составляющей.

Фазовый множитель $\cos\varphi_A(v)$ в выражении (16) является основным отличием от ФПМ ОЭЖ.

Для анализа пространственной разрешающей способности необходимо обеспечить неравенство (9). Уравнение для определения разрешающей способности РСА имеет вид:

$$T_{рса}(v_p) = v_p K_p, \quad (17)$$

$K_p = \frac{\Psi_{тр} \sigma_{ш}}{\Delta I}$ – предельный контраст на изображении, характеризуемый среднеквадратичным уровнем шумов и перепадом сигнала по интенсивности (мощности); $\sigma_{ш}$ – среднеквадратичное отклонение шума интенсивности на изображении.

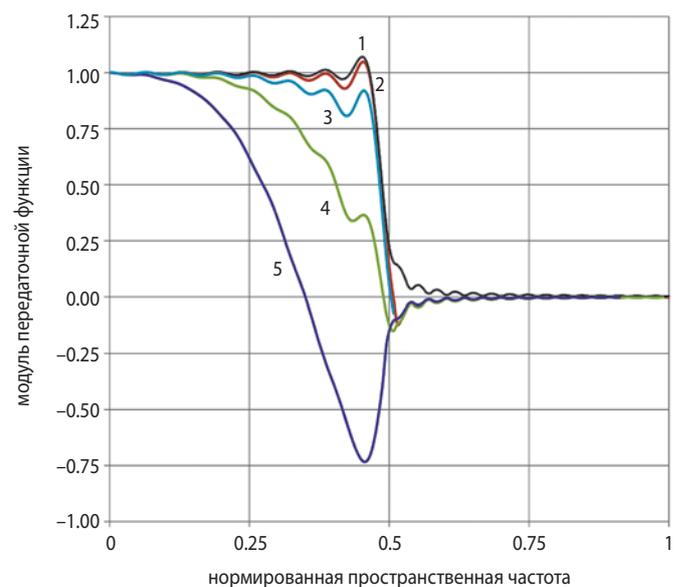


рисунок 5. Функция передачи модуляции интенсивности с учётом квадратичной фазовой ошибки: 0 (1), $\frac{\pi}{8}$ (2), $\frac{\pi}{4}$ (3), $\frac{\pi}{2}$ (4), π (5)

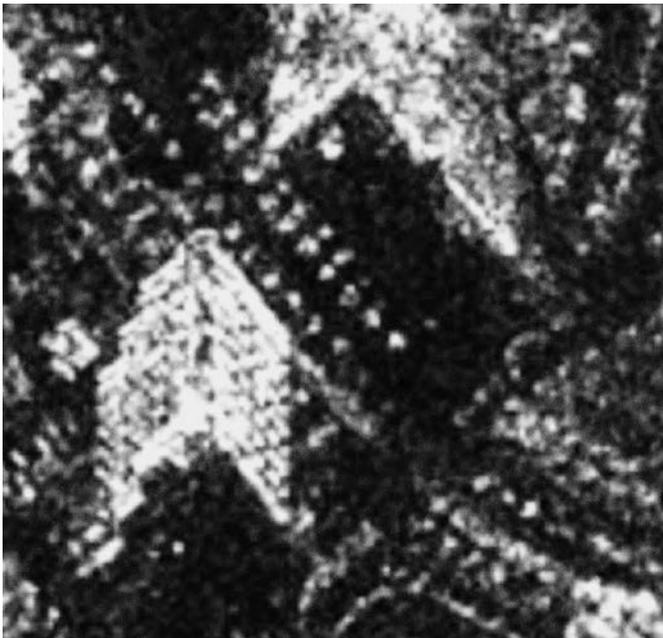


рисунок 6. Пример фрагмента радиолокационного изображения с разрешением 1.25 м и шагом пикселей 0.5 м

Множитель v_p в правой части (17) характеризует осреднение шума при уменьшении пространственной частоты в анализаторе изображения.

Аналогичное уравнение, которое совпадает с (17) при отсутствии фазовых ошибок, предложено применять для оценки разрешения РСА в работе (Занин К.А., 2017).

Уравнение (17) с учётом (16) позволяет учитывать контраст объекта, амплитудные и фазовые ошибки информационного тракта. Для примера на рисунке 5 приводится функция передачи модуляции интенсивности $T_{\text{рса}}(v)$ в РСА с квадратичными фазовыми ошибками.

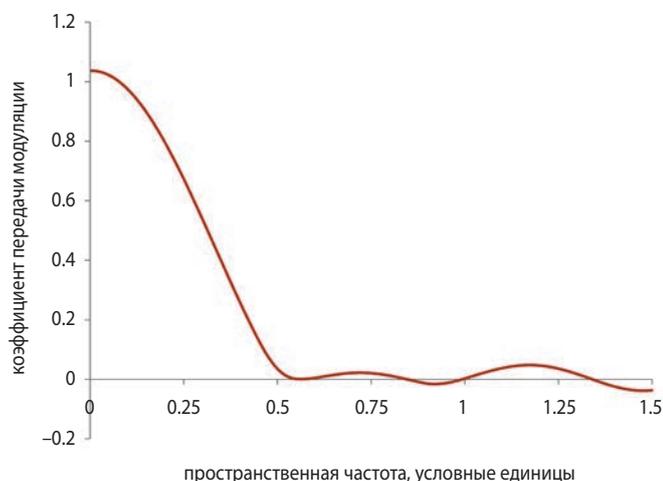


рисунок 7. Усреднённый коэффициент передачи модуляции

5. Оценка функции передачи модуляции по радиолокационному изображению

Для экспериментального подтверждения разработанной методики был проведён анализ пространственного спектра ряда РЛИ TerraSAR-X взятых из (Dumitru C., Dacu M., 2013). Осреднённый пространственный спектр РЛИ должен повторять ФПМ информационного тракта, если сделать допущение, что пространственный спектра исходных объектов равномерен.

Пример РЛИ TerraSAR-X и усреднённая оценка его пространственного спектра показаны на рисунках 6, 7.

Анализ оценки ФПМ (рисунок 7) показывает, что она отличается от идеальной (рисунки 1, 3). При обработке изображения вероятнее всего была применена взвешивающая функция с коэффициентом 0.60. В результате предельная разрешающая способность может быть обеспечена только для высококонтрастных объектов. Для объектов со средним и низким контрастом разрешение существенно снижается.

закключение

Разработана методика оценки разрешающей способности радиолокатора синтезированной апертуры с учётом амплитудных и фазовых ошибок информационного тракта. Показана возможность корректного учёта интерференции и квадратичной нелинейности при построении радиолокационного изображения.

Определены функции передачи модуляции интенсивности РСА как частично когерентной системы с учётом фазовой характеристики. Рассмотрены её отличия от ФПМ оптической системы при различных амплитудных и фазовых ошибках.

В общем случае информационный тракт РСА нелинеен по передаче контрастов на РЛИ. Однако влияние нелинейности заметно только для объектов с высоким контрастом. Практически разрешение оценивается по объектам среднего контраста, для которых влияние нелинейности можно не учитывать.

Показано, что перепад интенсивности сигнала мира передается в РСА линейно не зависимо от его амплитуды и контраста, что позволяет оценить разрешающую способность без дополнительных допущений.

Модель ФПМ интенсивности сигнала позволяет составить для РСА уравнение разрешающей способ-

ОБОБЩЁННЫЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАЗРЕШАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАНИЕМ АПЕРТУРЫ

ности с учётом случайных и систематических ошибок элементов информационного тракта.

Показано, что ФПМ существующих РСА отличается от идеальной и пространственная разрешающая способность существенно зависит от применяемого способа обработки РЛИ и контраста объекта.

Разработанная модель позволяет обобщить теорию построения изображения в системах с когерентностью зондирующих сигналов и оптико-электронных комплексах.

Предложенная математическая модель позволяет перейти к дальнейшей декомпозиции информационного тракта РСА и построению моделей ошибок отдельных элементов. Обобщённый метод позволяет разработать ряд практических способов апостериорной оценки качества информационного тракта как по искусственным (тестовым), так и по естественным объектам на РЛИ.

Полученные результаты могут быть применены для оценки качества в других когерентных системах построения изображения, например ультразвуковых.

список литературы

- Бахолдин А.В.* Оптические микроскопы: учеб. пособие. СПб: НИУ ИТМО, 2012. 68 с.
- Бачманов М.М., Исков Д.А.* Решение задачи оценивания детальности радиолокационного изображения объектов расположенных на земной поверхности // Космонавтика и ракетостроение. 2017. № 2. С. 117-125.
- Дарных В.В., Ефанов В.В., Занин К.А., Малышев В.В.* Синтез информационного тракта при планировании целевого функционирования космических систем наблюдения по критериям качества // Известия РАН. Теория и системы управления. 2010. № 4. С. 100-107.
- Занин К.А.* Анализ качества координатной привязки изображений космического радиолокатора с синтезированной апертурой // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4. С. 34-39.
- 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.* Совершенствование методов оценки разрешающей способности космического радиолокатора синтезированной апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 3-10.
- 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.
- Ленёхина Т.А., Николаев В.И., Толстов Е.Ф.* Определение пространственного разрешения космических РСА методом импульсного отклика // II Всероссийские Армандовские чтения. Радиофизические методы в дистанционном зондировании сред: материалы V Всероссийской научной конференции (26–28 июня 2012, г. Муром). Муром: ИПЦ МИ ВлГУ, 2012. С. 486-490.
- Ллойд Дж.* Системы тепловидения. М.: Мир, 1987. 414 с.
- Марешаль А., Франсон М.* Структура оптического изображения. Дифракционная теория и влияние когерентности света. М.: Мир, 1964. 285 с.
- 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.
- Рожков О.В., Петрушко И.В., Тимашова Л.Н., Щербаков. А.Н.* Способ контроля качества изображения оптической системы // Авторское свидетельство СССР № 1428972. 1988 г. Бюл. № 37.
- Сахно И.В.* Функция неопределенности квазинепрерывного шумоподобного зондирующего сигнала радиолокатора с синтезированной апертурой // Электронная техника. Сер. 2. Полупроводниковые приборы. 2017. Вып. 4. (247). С. 28-36.
- Хартов В.В., Ефанов В.В., Занин К.А.* Основы проектирования орбитальных оптико-электронных комплексов: учеб. пособие. М: Изд. МАИ, 2011. 127 с.
- Breit H., Schättler B., Fritz T., Balss U. et al.* TerraSAR –X SAR Payload Data Processing: Results from Commissioning and Early Operational Phase // European conference of synthetic aperture radar. 2008. P. 141-155.
- Dumitru C., Datcu M.* Information Content of Very High Resolution SAR Images: Study of Feature Extraction and Imaging Parameters // IEE transactions on geoscience and remote sensing. 2013. Vol. 51, № 8. P. 4591-4609.
- Prats-Iaola P., Scheiber R., Rodriguez-Cassola M., Wollsatand S.* High precision SAR focusing of TerraSAR-X experimental staring spotlight data // International Geoscience and Remote Sensing Symposium. 2012. P. 3576-3579.

Статья поступила в редакцию 17.03.2020

Статья после доработки 17.03.2020

Статья принята к публикации 17.03.2020

ПРОЕКТНЫЙ РАСЧЁТ УРОВНЯ ВИБРОНАГРУЖЕННОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ КА МЕТОДОМ ДИНАМИЧЕСКОГО АНАЛИЗА

DESIGN CALCULATION OF THE VIBRATION LOAD LEVEL OF SPACECRAFT STRUCTURAL ELEMENTS BY DYNAMIC ANALYSIS



П.П. Телепнев¹,
кандидат технических наук,
telepnev@laspace.ru;
P.P. Telepnev



А.В. Жиряков¹,
dep127180@laspace.ru;
A.V. Zhiryakov



В.В. Герасимчук¹,
кандидат технических наук,
gerasimchuk@laspace.ru;
V.V. Gerasimchuk

В статье представлены методические основы и результаты исследования условий вибронгруженности элементов конструкции в местах установки на космическом аппарате при воздействиях от внутреннего источника силового возмущения – двигателя коррекции, работа которого сопровождается пульсациями давления в камере сгорания.

Ключевые слова:
конечно-элементная модель;
колебания;
динамический анализ;
виброзащита;
динамическая схема.

DOI: 10.26162/LS.2020.47.1.002

ВВЕДЕНИЕ

Повышение требований по условиям вибронгруженности служебной, научной и прецизионной аппаратуры космических комплексов выявило разрыв между технически реализуемым в настоящее время и допустимым уровнем виброактивности источников внутренних возмущений (Ефанов В.В., Шир-

The article presents the methodological foundations and results of the study of the conditions of vibroloading of structural elements at the installation site on the spacecraft under the influence of an internal source of force disturbance – a correction engine, the operation of which is accompanied by pressure pulsations in the combustion chamber.

Key words:
finite element model;
fluctuations;
dynamic analysis;
vibration protection;
dynamic circuit.

шаков А.Е., 2018). В дальнейшем прогнозируется ужесточение этих требований, что связано с программами специальных научных исследований: астрофизическими измерениями, изучением процессов выращивания кристаллов в условиях невесомости и др., для которых необходимы предельно низкие

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

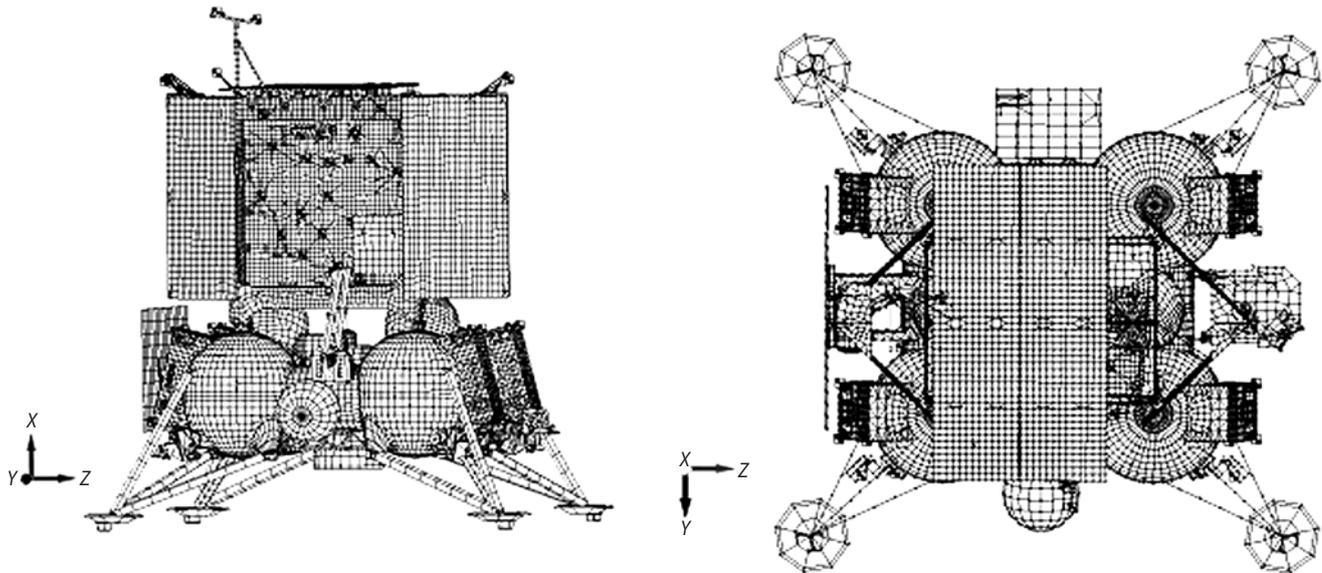


рисунок 1. Общий вид конечно-элементной модели

уровни виброактивности структуры аппарата (Шевченко С.Н., 2019). Данные положения актуализируют научно-техническую задачу прогнозирования уровней виброн нагруженности мест установки прецизионного оборудования в целях обеспечения принятия рационального проектно-конструкторского решения на стадии эскизного проектирования космического аппарата (Герасимчук В.В. и др. Решение задачи..., 2018).

1. Анализ существующих методологических подходов к решению данной задачи

Для моделирования вибрационного фона конструкций широкое распространение получили численные методы с применением конечно-элементных моделей, которые рассчитываются в среде вычислительных программ, например в среде пакета программ Femap with NX Nastran.

Динамический анализ конструкций в линейной постановке условно разделяется на несколько частных видов анализа (Вибрации в технике, 1985). В каждом из видов анализа принимаются допущения для получения результатов различной формы (Ефанов В.В. и др., 2017). При анализе переходных процессов исследуются сравнительно короткие промежутки времени, когда движение не является установившимся (Kane T.R., 1968). В гармоническом анализе исследуется изменение отклика установившегося движения в зависимости от частоты приложенного гармонического воздействия (Lagrange J.L., 1997). В анализе спектрального отклика к конструкции прикладывается ударное воздействие и исследуется спектр

неустановившегося отклика по перемещениям, скоростям и ускорениям в заданных точках конструкции, который в дальнейшем может использоваться для оценки максимальных напряжений в конструкции (Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М., 2003). При нелинейном поведении конструкции численный анализ собственных форм, гармонический и спектральный анализы теряют смысл, поскольку суперпозиция становится невозможной. Для такого случая выполняют нелинейный динамический анализ переходных процессов.

В динамическом переходном анализе нагрузки прикладываются как функции времени, и эти изменяющиеся во времени приложенные нагрузки индуцируют изменяющийся по времени отклик конструкции, что делает такой анализ более сложным, но одновременно более реалистичным.

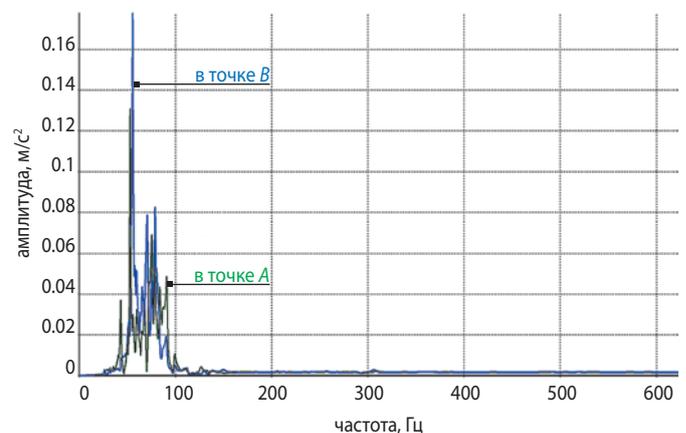
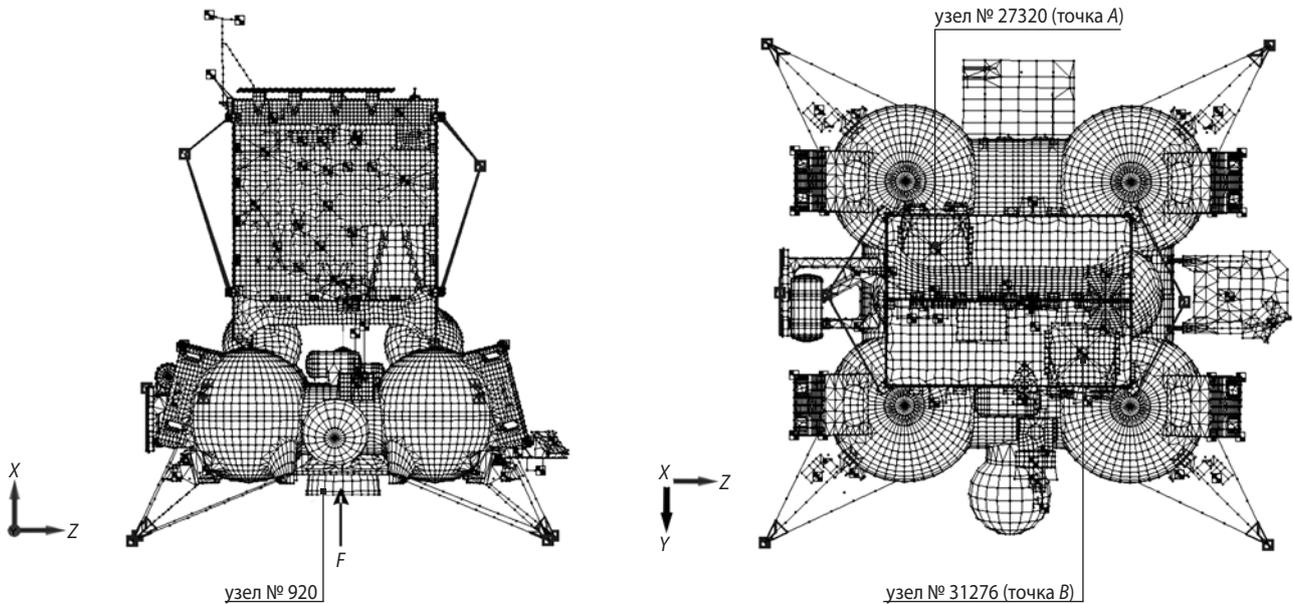


рисунок 2. АЧХ виброускорений по X от единичной силы

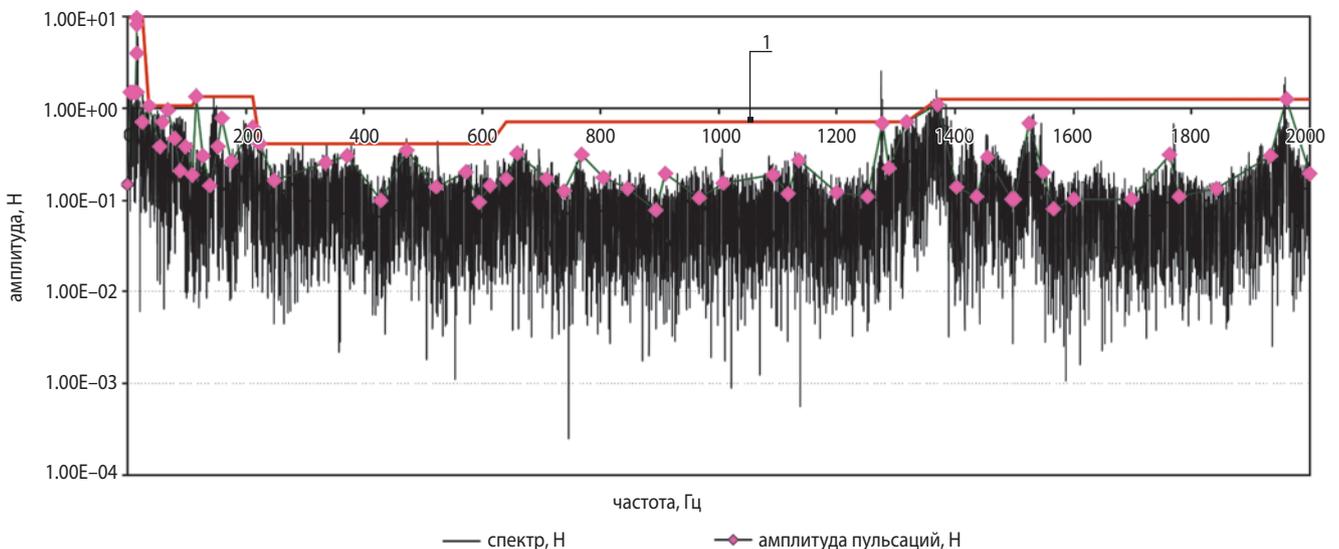


рисунк 3. Редуцированная расчётная конечно-элементная модель

2. Исследовательская часть

Объектом исследования выступала типовая межпланетная станция с радиоэлектронным и научным оборудованием (Герасимчук В.В. и др. К вопросу..., 2018). Для определения вибрационного фона в местах установки научных приборов была разработана в среде пакета программ Femap with NX Nastran (Шимкович Д.Г., 2004) конечно-элементная динамическая модель силового каркаса с закреплёнными на нём оборудованием и источником внутренних возмущений – двигателем, содержащая порядка пятидесяти тысяч узлов и примерно столько же элементов (рисунк 1).

Первым шагом исследования выступал анализ собственных форм и частот конструкции, характеризующий фундаментальные упруго-массовые свойства модели конструкции. Анализ конструкции был выполнен в диапазоне от 0 до 2000 Гц от единичного силового воздействия от источника возмущений – двигателя (приложенного в узле 920). Логарифмический декремент колебаний принимался равным 0,06 (демпфирование ~1% от критического) (Герасимчук В.В., 2019). Из приведённой на рисунке 2 амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) отклика по линейным ускорениям по оси X видно, что зона основных резонансов конструкции находится в диапазоне частот



рисунк 4. Зависимость амплитуды силовых воздействий F от частоты f

ПРОЕКТНЫЙ РАСЧЁТ УРОВНЯ ВИБРОНАГРУЖЕННОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ КА МЕТОДОМ ДИНАМИЧЕСКОГО АНАЛИЗА

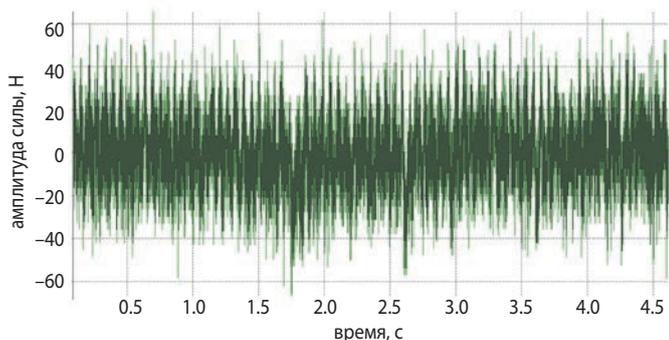


рисунок 5. Зависимость амплитуды силовых воздействий двигателя коррекции от времени

от 0 до 150 Гц. На более высоких частотах амплитуды резонансных пиков в десятки раз меньше. Такая же картина наблюдается и по осям Y и Z .

На основе анализа собственных форм и частот конструкции, с целью исключения влияния тонов колебаний, обусловленных местной потерей устойчивости тонкостенных пластин и оболочек, конечно-элементная модель была редуцирована. В частности, панели солнечных батарей и тарелки посадочных опор имитируются эквивалентными присоединенными массами (элементы типа *MASS*), прикрепленными к корпусу жесткими балками. Увеличена жесткость тонкостенных оболочек радиаторов, сопла и защитного экрана двигательной установки.

Общий вид расчетной редуцированной конечно-элементной модели приведен на рисунке 3 (на виде сверху показаны места установки приборов – центрам масс соответствуют узлы № 27320 – точка A и № 31276 – точка B).

Оба научных прибора вместе со своими радиаторами установлены на алюминиевых плитах, закрепляемых в четырех узлах. Корпуса приборов моделировались жесткими балками, а расчетная масса и моменты инерции задавались элементами *MASS* в узлах, соответствующих центрам масс приборов.

Вибрационное воздействие при работе источника внутренних возмущений – двигателя коррекции – моделировалось приложением силы $F(t)$ в узле № 920 модели, находящемся в центральной части стыка сопла и камеры сгорания двигателя (рисунок 3).

Отклик конструкции на динамическое воздействие исследовался двумя способами: методом гармонического отклика и методом динамического анализа переходного процесса (прямого интегрирования) системы уравнений движения системы.

В первом способе прикладываемая сила F изменялась по гармоническому закону, а зависимость компонент вектора нагрузки от времени имела вид

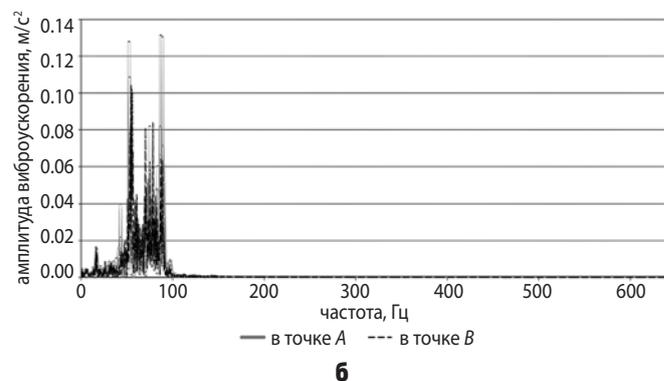
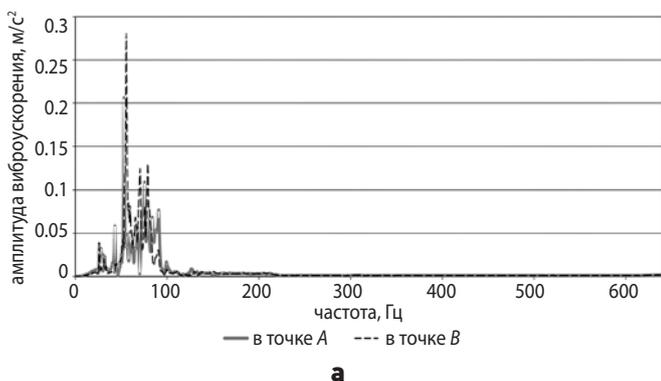
$$F = F \cdot \sin \omega t,$$

где ω – круговая частота изменения нагрузки, связанная с частотой f соотношением $\omega = 2\pi f$.

Также при моделировании учитывался энергетический спектр распределения амплитуд силового воздействия в зависимости от частоты путём построения ступенчатой огибающей 1 типовой АЧХ (рисунок 4) процесса горения топлива в камере сгорания двигателя с амплитудой пульсаций $\pm 2.5\%$ от установившегося значения силового воздействия (таблица 1).

таблица 1 – Амплитуды силового воздействия по диапазонам частот

диапазон, Гц	амплитуда, Н
0–25	9.705
25–115	1.050
115–220	1.337
220–640	0.413
640–1400	0.708
1400–2000	1.259



а – метод гармонического анализа; **б** – метод прямого интегрирования.

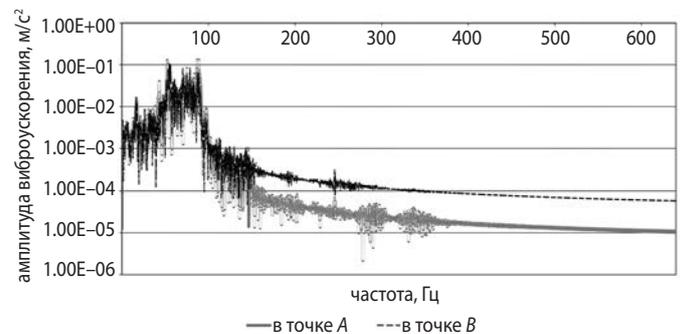
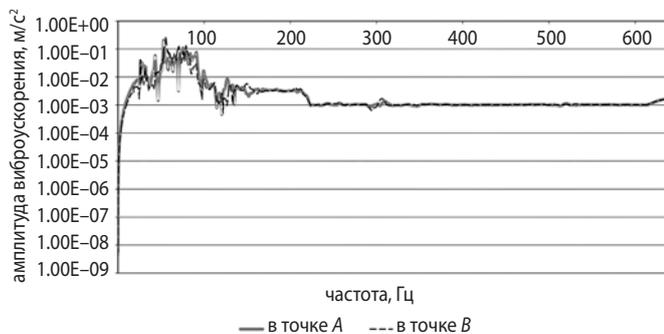
рисунок 6. Линейные виброускорения по оси X

таблица 2 – Максимальные амплитудные значения

вариант оценки	в точке А			в точке В		
	X	Y	Z	X	Y	Z
максимальные амплитуды линейных виброускорений, м/с ²						
1	0.151 (52.9 Гц)	0.146 (52.9 Гц)	0.197 (53.0 Гц)	0.205 (55.5 Гц)	0.140 (59.2 Гц)	0.219 (55.5 Гц)
2	0.096 (87.04 Гц)	0.095 (52.37 Гц)	0.116 (53.10 Гц)	0.076 (54.57 Гц)	0.076 (58.72 Гц)	0.095 (54.57 Гц)
максимальные амплитуды угловых виброускорений, °/с ²						
1	2.904 (25.9 Гц)	52.36 (59.2 Гц)	66.0 (52.9 Гц)	2.523 (25.9 Гц)	75.533 (55.5 Гц)	46.640 (59.3 Гц)
2	1.129 (88.75 Гц)	19.008 (58.72 Гц)	28.615 (52.37 Гц)	1.100 (75.07 Гц)	18.986 (54.57 Гц)	16.661 (58.72 Гц)
максимальные амплитуды угловых виброскоростей, °/с						
1	0.018 (25.9 Гц)	0.132 (53.04 Гц)	0.199 (52.9 Гц)	0.015 (25.9 Гц)	0.216 (55.5 Гц)	0.125 (59.3 Гц)
2	0.003 (53.22 Гц)	0.054 (53.10 Гц)	0.087 (52.37 Гц)	0.002 (54.44 Гц)	0.055 (54.57 Гц)	0.045 (58.72 Гц)
максимальные амплитуды угловых виброперемещений, °						
1	1.10×10^{-4} (25.9 Гц)	3.96×10^{-4} (52.9 Гц)	5.97×10^{-4} (52.9 Гц)	9.53×10^{-5} (25.9 Гц)	6.16×10^{-4} (55.5 Гц)	3.52×10^{-4} (59.3 Гц)
2	8.80×10^{-5} (25.76 Гц)	1.61×10^{-4} (53.10 Гц)	2.65×10^{-4} (52.37 Гц)	3.96×10^{-4} (52.9 Гц)	1.61×10^{-4} (54.57 Гц)	1.22×10^{-4} (58.84 Гц)

таблица 3 – Амплитуды линейных виброускорений

параметр	поддиапазоны частот, Гц				
	20–50	50–100	100–200	200–640	640–2000
X1, м/с ²	0.021	0.151	0.012	0.002	0.002
X2, м/с ²	0.029	0.205	0.006	0.003	0.003
Y1, м/с ²	0.057	0.146	0.011	0.001	0.001
Y2, м/с ²	0.056	0.140	0.013	0.001	0.001
Z1, м/с ²	0.038	0.192	0.004	0.001	0.001
Z2, м/с ²	0.048	0.219	0.002	0.001	0.001



а – метод гармонического анализа; б – метод прямого интегрирования.

рисунок 7. Угловые виброускорения относительно оси X

Для метода динамического анализа переходного процесса (прямого интегрирования) системы уравнений движения системы входное воздействие задавалось в соответствии с экспериментальными значениями пульсаций давления на 5-секундных временных интервалах (рисунок 5).

3. Результаты исследования

Результаты динамических расчётов двумя методами представлены на рисунках 6–7 и в таблицах 2–3. На рисунке 6 приведены АЧХ для линейных, а на рисунке 7 – для угловых виброускорений по X .

В таблице 2 приведены сравнительные результаты оценки максимальных амплитуд виброзначений (линейных виброускорений, угловых виброускорений, угловых виброскоростей и угловых виброперемещений), приходящих на узлы, в которые помещено прецизионное оборудование при работе источника внутренних возмущений – двигателя коррекции. Вариант 1 – результаты, полученные методом гармонического анализа, вариант 2 – методом прямого интегрирования и последующего построения АЧХ.

Данные в таблице 3 позволяют оценить динамический отклик (амплитуды ускорений, скоростей и перемещений) на местах крепления прецизионного оборудования в поддиапазонах частот от 20 до 2000 Гц.

Обозначения: X_1, Y_1, Z_1 – амплитуды линейных ускорений в точке A по осям X, Y, Z ; X_2, Y_2, Z_2 – амплитуды линейных ускорений в точке B по осям X, Y, Z .

заключение

Анализ полученных результатов позволяет сформулировать основные выводы:

1. Формы кривых и порядок числовых значений отклика конструкции на динамическое воздействие для метода частотного (гармонического) отклика и для метода динамического анализа переходного процесса (прямого интегрирования) коррелируются.

2. Для случая исследований методом гармонического отклика получаемые величины виброзначений несколько выше, чем при моделировании методом динамического анализа переходного процесса (прямого интегрирования). Обусловлено это тем, что силы и моменты от источника внутренних возмущений (двигателя) «перекачивают» энергию в одну или несколько собственных форм колебаний, без «размазывания» по всему широкополосному спектру амплитудно-частотной характеристики.

3. Расчёт уровня вибронагруженности элементов конструкций КА методом динамического анализа позволяет на стадии проектирования прогнозировать

в Vibro фон на борту КА. В случае превышения допустимых уровней вибронагруженности прецизионного оборудования принимается решение о необходимости разработки местных систем виброзащиты элементов конструкции.

список литературы

Вибрации в технике. Справочник: в 6-ти томах. Т. 6. Защита от вибраций и ударов / Под ред. чл.-кор. АН СССР К.В. Фролова. М.: Машиностроение, 1985. 456 с.

Герасимчук В.В. Построение динамической модели конструкции пространственного многосвязного механизма // Двойные технологии. 2019. № 2 (87). С. 44-48.

Герасимчук В.В., Ефанов В.В., Ермаков В.Ю. и др. Решение задачи обеспечения допустимых уровней вибронагруженности исполнительных органов системы ориентации космического аппарата // Полёт. 2018. № 8. С. 33-38.

Герасимчук В.В., Ефанов В.В., Кузнецов Д.А. и др. К вопросу о повышении диссипативных характеристик конструкции космического аппарата // Космонавтика и ракетостроение. 2018. Вып. 3 (102). С. 103-110.

Ефанов В.В., Герасимчук В.В., Кузнецов Д.А. и др. Моделирование механических возмущений привода остроуправленной антенны межпланетных станций // Полёт. 2017. № 8. С. 19-25.

Ефанов В.В., Ширшаков А.Е. Исследование Марса и его спутников перспективными межпланетными станциями НПО имени С.А. Лавочкина (к 30-летию запуска КА «ФОБОС»-2) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 3-9.

Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Теоретическая физика: в 10 т. Т. VII. Теория упругости. 5-е изд. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. 264 с.

Шевченко С.Н. Метод планирования объёмов наземной отработки ракет космического назначения до начала их лётных испытаний // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 1. С. 27-30.

Шимкович Д.Г. Расчет конструкций в MSC. visualNastran для Windows. М.: ДМК Пресс, 2004. 704 с.

Kane T.R. Dynamics. New York.: Holt, Rinehart and Winston, 1968. 177 p.

Lagrange J.L. Analytical mechanics. Boston Studies in the Philosophy and History of Science (Book 191). Springer, 1997. 594 p.

Статья поступила в редакцию 06.02.2020

Статья после доработки 06.02.2020

Статья принята к публикации 06.02.2020

ОСНОВЫ ПРОЕКТНОГО ВЫБОРА КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ СОЗДАНИИ ПРЕЦИЗИОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ

BACKGROUND OF DESIGN SELECTION OF ENGINEERING MATERIALS AT CREATION OF PRECISE SPACE STRUCTURES



А.А. Моисеев¹,
кандидат технических наук,
moishev@laspace.ru;
A.A. Moishev

В статье содержится обзор некоторых конструктивных материалов, применяемых при создании прецизионных космических конструкций, показаны критерии и алгоритмы их оптимального выбора и особенности технологии их применения.

Ключевые слова:
прецизионные свойства;
размеростабильность;
удельная прочность;
удельная жёсткость;
предел упругости;
предел релаксации;
релаксационная стойкость;
внутренние напряжения.

DOI: 10.26162/LS.2020.47.1.003

В структурной схеме современного прецизионного космического аппарата (КА) обязательно присутствуют приборы и оборудование, к которым предъявляются высокие требования по точности их геометрического положения. К стандартному набору таких конструкций можно отнести астроприборы системы ориентации КА (звёздные, солнечные, земные приборы) (Захаров А.И., Крусанова Н.А., Москатиньев И.В. и др., 2018; Гладышев А.И., Жуков А.О. и др., 2017), командные приборы систем управле-

The article reviews some engineering materials applied at creation of precise space structures, it shows criteria and algorithms of the optimal choice and features of the application technology.

Key words:
precision characteristics;
dimensional stability;
strength-weight ratio;
stiffness-weight ratio;
elastic limit;
relaxation limit;
relaxation resistance;
internal stresses.

ния (гироплатформы, блоки акселерометров и пр.), целевую аппаратуру (телескопы, оптические блоки информационных систем) (Моисеев А.А. Создание космических сегментов..., 2018), а также базовые конструктивные элементы КА. Корпусные конструкции, которые обеспечивают прецизионные свойства перечисленных устройств, должны обеспечить высокую начальную точность и на протяжении всего жизненного цикла геометрическую стабильность конструкции, при всех внешних воздействиях.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

В НПО им. С.А. Лавочкина в начале 70-х годов сформировалась конструкторско-технологическая школа обеспечения специфических требований прецизионности конструкции. Школа, которая получила поддержку и развитие в последующие годы во всех новых проектах. Активными участниками разработки рекомендаций и внедрения новых материалов и перспективных конструктивных решений были наши материаловеды А.С. Камышков, Т.И. Малинкина, Л.Л. Лавочкина, а также руководители конструкторских подразделений А.К. Большаков и А.Л. Гуревич. Одним из главных вопросов этого направления стало материаловедение. В начале пути совместно с отраслевыми научными институтами были организованы исследовательские работы, результаты которых положены в основу проектирования и технологического обеспечения проектов.

Прецизионные геометрические параметры конструкции в условиях эксплуатации зависят от таких факторов, как механическое нагружение (воздействие гравитации при наземной эксплуатации, нагрузки при выведении на орбиту и нагрузки при раскрытии трансформируемых конструкций), конструктивное несовершенство (наличие люфтов и зазоров), тепловые деформации и релаксация конструкционного материала во времени.

В результате проведённых исследований были сформулированы основные требования к материалам прецизионных конструкций: высокая размерная стабильность конструкционных материалов в сочетании с минимальным удельным весом, высоким модулем упругости, высокой удельной прочностью, относительно низким коэффициентом линейного расширения, большой теплоёмкостью и теплопроводностью. Важными критериями, сопутствующими выбору материалов, которые также принимались во внимание, были их стоимость и технологичность (Мошнев А.А., 2004).

Таким образом, при создании конструкций высокой точности и малых весов необходимо использование конструкционных материалов с определённым комплексом физико-механических свойств. Анализ свойств конструкционных материалов показывает, что нет такого материала, который бы удовлетворял всем критериям одновременно, поэтому оптимальное решение приходится выбирать по результатам моделирования различных вариантов расчётных случаев.

Важность низкого удельного веса материала и высокого значения его модуля упругости и высокой удельной прочности при создании лёгких и жёстких космических конструкций очевидна.

Большая теплопроводность материала необходима для обеспечения минимальных внутренних напряжений от температурных градиентов в изделии

при изменении окружающей температуры. Высокое значение теплоёмкости минимизирует скорость изменения температурного поля конструкции, что важно при динамических эволюциях теплового воздействия, как внешнего, так и внутреннего.

Размеростабильность конструкций, работающих при переменных температурах, в значительной степени определяется значениями температурных коэффициентов линейного расширения (ТКЛР) материала, поэтому для прецизионных изделий желательно применять материалы с относительно низкими ТКЛР.

В решении проблем обеспечения прецизионности конструкций большая роль принадлежит задаче исследования и минимизации релаксационных явлений в конструкционных материалах.

Начиная с создания первых прецизионных конструкций КА, при выборе конструктивно-технологических решений был сделан акцент на целенаправленный выбор конструкционных материалов (Мошнев А.А. «Астрон» проложил дорогу..., 2018). Совместно с отраслевыми и другими научно-исследовательскими организациями были проведены следующие специальные исследования геометрической стабильности конструкционных материалов:

- разработка методики проведения испытаний конструкционных материалов на размерную стабильность;
- исследование влияния простого и сложного термомеханического воздействия на размерную стабильность конструкционных материалов и конструкций из них;
- исследование различных конструкционных материалов для обеспечения требований по размерной стабильности.

Важной особенностью изготовления прецизионных конструкций было внедрение в технологию специальных термостабилизирующих режимов, обеспечивающих размерную стабильность.

Способность изделий к самопроизвольному изменению формы и размеров является значительным препятствием на пути создания прецизионных конструкций, так как с течением времени даже незначительное изменение размеров деталей могут привести к недопустимому искажению геометрических параметров КА. Когда допустимая деформация формы не должна превышать сотых и тысячных долей миллиметра, необходимо предельно внимательно подходить к выбору конструкционных материалов, их термообработке и технологии изготовления.

Самопроизвольное изменение размеров изделий является следствием двух факторов:

1. Нестабильность фазового или структурного состояния материала.
2. Релаксация остаточных внутренних напряжений, возникающих в деталях в процессе различных технологических операций.

В условиях недостаточного стабильного фазового состояния конструкционного материала при диффузионной подвижности атомов микропластическая деформация активно развивается, что приводит к микропластическим деформациям деталей.

В конструкционных материалах со стабильным фазовым составом в большей степени проявляются эффекты второго фактора. Но в практике чаще приходится учитывать оба фактора, причём замечено, что существует зависимость состояния материала от соотношения параметрических показателей обоих факторов. Размерная стабильность второго фактора оценивается характеристиками сопротивления микропластическим деформациям (ГОСТ 17535-77):

- условным пределом упругости, т.е. напряжением, которое при кратковременном нагружении вызывает остаточную деформацию 0,005% при растяжении или 0,001% при изгибе;
- условным пределом релаксации (ползучести), т.е. напряжением, вызывающим остаточную деформацию 0,001% в условиях длительных нагружений (500–3000 часов).

Таким образом, прецизионные космические конструкции должны рассчитываться по критерию предела упругости на случай механического нагружения при выведении на орбиту, а на предел релаксации – при длительной наземной эксплуатации.

При определённых условиях, связанных с изменением внешней среды, остаточные напряжения могут самопроизвольно уменьшаться за счёт пластической деформации (релаксировать). Этот процесс протекает в различных участках материала детали с различной интенсивностью в зависимости от величины напряжений, в связи с этим тело детали деформируется из-за нарушения равновесия напряжений, изменяя первоначальные размеры и форму, что необходимо учитывать при изготовлении прецизионных изделий.

Решение задачи минимизации внутренних напряжений может быть достигнуто на основе следующих методов стабилизирующей обработки:

- термического и термомеханического упрочнения сплавов, обеспечивающего создание стойких при длительном воздействии напряжений и температуры дислокационных образований, концентрационных неоднородностей из сегрегаций растворённых атомов и распределённых по объёму высокодисперсных вторых фаз;
- термоциклического воздействия, обеспечивающего получение стабильной дислокационной структуры с минимальным уровнем микронапряжений;
- дорекристаллизационного отжига материалов и изделий с наклёпанным поверхностным слоем от механической обработки резанием, обеспечивающего получение стабильной слаборазориентированной субструктуры;

- термической обработки в напряжённом состоянии, обеспечивающей стабильную ориентированную структуру в микрообъёмах;
- механико-термической обработки, повышающей устойчивость структуры посредством блокирования дислокаций по механизму деформационного старения.

При анализе влияния механического воздействия на прецизионные конструкции, где первостепенное значение имеют задачи обеспечения геометрической точности изделий при минимальных весах, сравнительную оценку физико-механических свойств конструкционных материалов целесообразно проводить по отношению предела релаксации σ_R , характеризующего размерную стабильность, и модуля упругости E к плотности γ . Очевидно, что металлы и сплавы с высокими значениями σ_R/γ и E/γ наиболее приемлемы для конструкций высокой точности и малых весов.

Для минимизации влияния переменного динамического теплового воздействия на геометрическую стабильность конструкции целесообразно применять материалы с минимальным отношением коэффициента термического расширения α к теплопроводности λ . Чем меньше величина α/λ , тем меньше тепловые деформации и возникающие внутренние напряжения, тем выгоднее применение материала.

Физико-механические характеристики некоторых конструкционных материалов приведены в таблице.

К размеростабильным сплавам относятся ферромагнитные сплавы на железоникелевой основе с наиболее низким ТКЛР – инвары. На некоторых марках инваров при соответствующей термообработке и при соблюдении ряда технологических рекомендаций можно получить коэффициент линейного расширения на уровне $1 \cdot 10^{-6}$, т.е. в $10 \div 20$ раз меньше других металлов и сплавов, однако низкая теплопроводность и высокая плотность являются существенным фактором ограничения применения инвара в космических конструкциях.

Для силовых прецизионных конструкций могут эффективно использоваться упрочняемые титановые сплавы ВТ5, ВТ6, ВТ8 и ВТ22.

Среди лёгких сплавов оптимальным сочетанием характеристик размерной стабильности и механических свойств обладают сплавы на основе системы алюминий-медь (Д16, ВАД1, АЛ321, АЛ19) и магний-неодим (МЛ10, МА11).

Сплавы системы Al-Mg (АМг2-АМг6), Al-Si, Mg-Al, Mg-Zn характеризуются неудовлетворительной размерной стабильностью. Конструкционный сплав АМг6 обладает низкой релаксационной стойкостью, что объясняется низким пределом упругости, а также большой разницей в растворимости магния при изменении температуры и наличием неустойчивой упрочняющей фазы Mg_3Al_8 . Термическая обработка может понизить внутренние напряжения, внесённые

ОСНОВЫ ПРОЕКТНОГО ВЫБОРА КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ СОЗДАНИИ ПРЕЦИЗИОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ

таблица – Физико-механические характеристики некоторых конструкционных материалов

материал	плотность γ , кг/м ³	модуль упругости E , ГПа	предел прочности σ_B , МПа	предел упругости σ_E , МПа	предел релаксации σ_R , МПа	ТКЛР α , 10 ⁶ °С ⁻¹	теплопроводность λ , Вт/(м·°С)	теплоёмкость C , кДж/(кг·°С) (при 100°С)
1	2	3	4	5	6	7	8	9
АЛ2(Т2)	2650	70	160	19,6	7,84÷11,76	21,1	168	0,838
АЛ9(Т7)	2660	70	210	73,5	15,68÷17,64	21,8	155	0,880
АЛ19(Т7)	2780	70	300	186,2	68,6÷78,4	22,3	130	0,838
АЛ321(Т6)	2780	70	421	235,2	88,2÷98,0			
Д16(Т1)	2780	72	450	254,8	39,2÷49,0	22,9	146	0,879
В95(Т1)	2850	72	570	392,0	49,0÷58,8	23,1	155	0,922
Амг6(М)	2640	71	320	78,4	58,8÷68,6	24,7	122	0,922
01570(М)	2640	71	410	230	58,8÷68,6	21,8	98	0,863
МЛ5(Т6)	1810	42	255	24,5	14,7÷19,6	28,1	78,9	1,05
МА2-1(М)	1790	40	260	39,2	3,92÷5,88	26	96,3	1,09
МА8(М)	1780	37	230	44,1	7,84÷11,76	23,7	133,9	1,05
ВТ5	4400	105	800	509,6	294÷343	8,3	3,79	0,545
ВТ6	4430	125	920÷1100	676,2	343÷392	8,4	8,37	0,545
ВТ22	4620	115	1100	872,2	539÷588	8,0	8,32	0,523
АБМ40-3	2350	135	≥420			17,0	163	0,205
АБМ3	2060	210	540			15	167	1,76
бериллий-технич.	1860	≥300	≥590			12,3	187	1,91
32НКА	8100	141	450			0,7		
32НҚД	8100	141	460			1,0	13,4	
36Н	8100	147	460			1,2	12,6	

технологией изготовления деталей (сварка, пластическая деформация и др.), однако релаксационная стойкость при этом не повышается, поэтому широко применяемый в отрасли сплав АМг6 для создания прецизионных конструкций не годится.

Сплавы системы Al-Cu-Mg Д16Т1 и свариваемый ВАД1Т1 характеризуются наиболее высокой релаксационной стойкостью в сравнении с другими сплавами в связи с тем, что их структура после оптимального искусственного старения более полно отвечает требованиям по размерной стабильности: степени пересыщенности твёрдого раствора (запасом его химической активности), диффузионной подвижностью атомов легирующих элементов, а также степенью соответствия структур фазы выделения и твёрдого раствора. Сплавами системы Al-Cu-Mg являются также ковочные сплавы АК6 и АК8, которые по размерной стабильности будут близки к сплаву Д16Т1.

Высокой релаксационной стойкостью характеризуются сплавы системы Al-Cu-Mn. Относительно высоколегированные литейные сплавы этой системы АЛ321, АЛ19 отличаются большой структурной стабильностью и, следовательно, высокой релаксационной стойкостью.

В этом ряду конструкционных материалов резко выделяется бериллий, для которого величина E/γ составляет 16,5, т.е. примерно в семь раз выше по сравнению с перечисленными конструкционными металлами и сплавами.

При низкой плотности ($\gamma=1,85$ г/см³) бериллий обладает наиболее высоким среди конструкционных сплавов модулем упругости ($E=30000$ кг/мм²), высокой теплопроводностью ($\lambda=200$ Вт/м·°С) и относительно низким коэффициентом термического расширения, близким к конструкционными и подшипниковым сталям ($\alpha \approx 12,5 \times 10^{-6}$ 1/°С).

В связи с этим бериллий или его сплавы могут рассматриваться для применения в качестве материала прецизионных конструкций, так как:

1. Модуль упругости бериллия в четыре раза больше, чем у алюминиевых сплавов, удельный вес на 30% меньше и, при соответствующей стабилизирующей обработке, достигается более высокая стабильностью геометрических размеров.

2. Бериллий интересен с точки зрения его теплофизических величин – высоких значений теплоёмкости и теплопроводности и небольшого коэффициента линейного расширения.

3. Бериллий по релаксационной стойкости превосходит все конструкционные материалы.

И, конечно, в перспективных проектах всё активнее применяются композиционные материалы и керамика (Мошнеев А.А., Ильясов М.Ф. и др., 2014). Малая плотность, высокие удельные характеристики прочности и жёсткости, малые коэффициенты линейного расширения давно привлекают разработчиков космических конструкций. Однако композиты по своей природе обладают анизотропией, вследствие чего требуется более тщательная оценка поведения такой конструкции с позиций геометрической стабильности. Керамика, несомненно, обладает существенными преимуществами перед традиционными конструкционными материалами, но изготовление трёхмерных габаритных элементов конструкции из керамики сопряжено с целым рядом технологических проблем, которые требуют дополнительных исследований и длительной отработки.

ВЫВОДЫ

Проанализировав весь спектр предлагаемых современных материалов для выбора в качестве материалов размеростабильных конструкций, по совокупности свойств можно сделать следующие выводы:

1. Каждый из используемых на данный момент сплавов для прецизионных платформ не обладает одновременно высокой размерной стабильностью в сочетании с минимальным удельным весом, высоким модулем упругости, относительно низким и стабильным коэффициентом линейного расширения и большой теплопроводностью. Поэтому каждый материал имеет свои области использования:

- алюминиевые сплавы: деформируемые Д16, ВАД1, Д20, 1201; литейный АЛ19, АЛ321 имеют приемлемые характеристики размерной стабильности и могут успешно применяться как для корпусов приборов, так и для прецизионных базовых конструкций КА;
- для силовых прецизионных конструкций могут эффективно использоваться упрочняемые титановые сплавы ВТ5, ВТ6, ВТ8 и ВТ22;

- сплавы системы Al-Mg (АМг2–Амг6) характеризуются неудовлетворительной размерной стабильностью, их не рекомендуется применять для прецизионных конструкций.

2. Весьма оптимистично для проектирования современных приборных платформ выглядит конструкционный бериллий и его сплавы. Вследствие малого удельного веса, высокого модуля упругости и ряда других характеристик бериллий явно предпочтителен в рассматриваемых конструкциях платформ с точки зрения оптимизации тепловых развязок и обеспечения размеростабильности. Однако из-за специфики производства, высокой стоимости, токсичности (работа при отсутствии спецусловий только с готовыми деталями, без любых видов мехобработки) применение бериллия весьма проблематично.

3. Композиционные и керамические материалы определённо перспективны, обладают высокими удельными прочностными характеристиками и достаточно малым ТКЛР, но их применение при создании прецизионных конструкций требует дополнительных технологических исследований и наработок.

список литературы

Гладышев А.И., Жуков А.О., Захаров А.И. и др. К вопросу совершенствования высокоточных солнечных датчиков и возможный путь его решения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 41-46.

ГОСТ 17535-77 // Детали приборов металлические. Стабилизация размеров термической обработкой. М.: Издательство стандартов, 1988. 38 с.

Захаров А.И., Крусанова Н.Л., Москатиньев И.В. и др. К вопросу повышения точности звёздных датчиков ориентации до субсекундного уровня // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 42-50.

Мошнеев А.А. «Астрон» проложил дорогу к проекту «СПЕКТР-УФ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 3. С. 18-23.

Мошнеев А.А. Оптимизация выбора конструкционных материалов при создании прецизионной космической техники // Материалы XXXIX научных чтений и техники. Калуга, 2004. С. 204.

Мошнеев А.А. Создание космических сегментов астрофизических обсерваторий // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 24-34.

Мошнеев А.А., Ильясов М.Ф., Зверев А.М., Рыков Е.В., Алексеев С.В. Особенности конструкции телескопа Т-170М // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 53-60.

Статья поступила в редакцию 24.12.2019

Статья после доработки 24.12.2019

Статья принята к публикации 24.12.2019

МЕТОД ОБОСНОВАНИЯ ПРОГРАММ МОДЕРНИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

JUSTIFICATION METHOD FOR THE SPACECRAFT MODERNIZATION PROGRAMS



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

В статье предложен метод обоснования программ модернизации существующих космических аппаратов (КА), включающих комплексные мероприятия по модернизации, увеличению сроков эксплуатации и воспроизводству их отдельных систем, подсистем и элементов, требующие существенно меньших затрат на совершенствование существующих КА по сравнению с затратами на создание новых аппаратов.

Ключевые слова: космический аппарат; программа модернизации; модернизационная способность; критерий оптимизации; сокращение затрат.

DOI: 10.26162/LS.2020.47.1.004

1. Общие положения

Одним из эффективных путей совершенствования образцов ракетно-космической техники является их модернизация, требующая, как правило, существенно меньших затрат по сравнению с затратами на создание новых образцов, например (Алифанов О.М., Матвеев Ю.А., Ламзин В.В., Ламзин В.А., 2011).

Изложенный ниже метод предназначен для обоснования программ модернизации космических аппаратов, оценки величины их модернизационной способности и выбора наиболее экономичных вариантов модернизации отдельных систем, подсистем и их элементов для достижения требуемых тактико-технических характеристик (ТТХ).

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

The article proposes justification method for the existing spacecraft (SC) modernization programs, including comprehensive measures on modernization and reproduction of their separate systems, subsystems and elements, requiring severally less costs for upgrade of the existing SCs comparing to the costs for development of new spacecraft.

Key words: spacecraft; modernization program; modernization potential; optimization criteria; cost reduction.

Предметом исследования являются системы, подсистемы и элементы КА, направления их совершенствования, достижимый уровень характеристик КА, оценки затрат на проведение модернизации и создание нового КА.

Методической основой оценки модернизационной способности КА является технико-экономический анализ путей достижения требуемого уровня его характеристик. При оценке модернизационной способности используются методы прогнозирования характеристик перспективных образцов космических вооружений вероятного противника (для КА, создаваемых по заказам Минобороны России), методики

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

оценки затрат на модернизацию систем КА и создание нового космического аппарата, методики оценки эффективности (или показателей качества) КА.

Модернизационная способность характеризуется величиной относительных обобщённых затрат на модернизацию, воспроизводство и замену, увеличение гарантийных сроков отдельных систем и элементов КА по сравнению с затратами на создание нового КА.

Для определения модернизационной способности космический аппарат декомпозируется на функциональные системы, определяющие основные ТТХ КА, которые, в свою очередь, декомпозируются на функциональные подсистемы и элементы.

2. Постановка задачи планирования модернизации КА

Переход от традиционной задачи обоснования ТТХ нового (или модернизированного) КА и одноэтапной их реализации исходя из условий функционирования аппарата, прогнозируемых на весь срок его активного существования (САС), к задаче планирования поэтапной модернизации отдельных его систем требует учёта дополнительных особенностей.

Основными особенностями планирования поэтапной модернизации КА являются:

1. Обеспечение значительного увеличения САС КА за счёт реализации следующих комплексных мероприятий:

- увеличение сроков эксплуатации систем КА, повышение точности и достоверности прогноза предельных сроков эксплуатации наиболее дорогостоящих систем;
- воспроизводство и замена отдельных систем и их элементов, увеличение сроков эксплуатации которых невозможно или экономически нецелесообразно.

2. Учёт при планировании модернизации КА изменения условий его применения и приоритетности показателей качества в течение САС.

3. Максимальное использование модернизационной способности КА.

4. Обеспечение комплексной подготовки к проведению модернизации КА, включающей выполнение следующих мероприятий:

- увеличение сроков эксплуатации систем;
- разработка новых систем с улучшенными характеристиками;
- экспериментальная отработка новых систем и новых конструктивных решений, соответствующее развитие экспериментально-испытательной базы;
- своевременное проведение НИОКР по созданию научно-технического задела по новым наукоёмким технологиям;
- развитие производственно-технологической базы.

5. Необходимость координации всех работ в рамках Программы модернизации КА с учётом реального финансирования НИОКР.

Введём определение рационального варианта модернизации КА.

Под рациональным вариантом модернизации КА будем понимать такой вариант, который предполагает реализацию комплексных мероприятий по улучшению характеристик, увеличению сроков эксплуатации, воспроизводству и замене отдельных систем и обеспечивает снижение затрат на достижение требуемой эффективности (показателей качества) КА в новых условиях по сравнению с созданием нового КА.

Пусть КА состоит из N функциональных систем S_n , $n = \overline{1, N}$:

$$\{S_1, S_2, \dots, S_n, \dots, S_N\}.$$

Система S_n состоит из M_n функциональных подсистем S_{nm} , $m = \overline{1, M_n}$:

$$\begin{pmatrix} S_{11} & S_{21} & \dots & S_{n1} & \dots & S_{N1} \\ S_{12} & S_{22} & \dots & S_{n2} & \dots & S_{N2} \\ \vdots & \vdots & & \vdots & & \vdots \\ S_{1m} & S_{2m} & \dots & S_{nm} & \dots & S_{Nm} \\ \vdots & \vdots & & \vdots & & \vdots \\ S_{1M_1} & S_{2M_2} & \dots & S_{nM_n} & \dots & S_{NM_N} \end{pmatrix}.$$

Подсистема S_{nm} состоит из K_m элементов S_{nm}^k , $k = \overline{1, K_m}$:

$$\begin{pmatrix} S_{n1}^1 & S_{n1}^2 & \dots & S_{n1}^k & \dots & S_{n1}^{K_1} \\ S_{n2}^1 & S_{n2}^2 & \dots & S_{n2}^k & \dots & S_{n2}^{K_2} \\ \vdots & \vdots & & \vdots & & \vdots \\ S_{nm}^1 & S_{nm}^2 & \dots & S_{nm}^k & \dots & S_{nm}^{K_m} \\ \vdots & \vdots & & \vdots & & \vdots \\ S_{nM_n}^1 & S_{nM_n}^2 & \dots & S_{nM_n}^k & \dots & S_{nM_n}^{K_{M_n}} \end{pmatrix}.$$

Введём следующие обозначения:

t_i – моменты времени, в которые изменяются условия эксплуатации и (или) применения КА, вызывающие необходимость проведения i -й модернизации, $i = \overline{1, I}$;

$T_i = t_{i+1} - t_i$ – интервал времени (продолжительность) i -й модернизации, $i = \overline{1, I}$;

$(\bar{X}_{KA})_{t_i}, (\bar{X}_n)_{t_i}, (\bar{X}_{nm})_{t_i}, (\bar{X}_{nm}^k)_{t_i}$ – прогнозируемые по результатам i -й модернизации значения векторов ТТХ КА, его систем, подсистем и элементов, соответственно, $i = \overline{1, I}$; $n = \overline{1, N}$; $m = \overline{1, M_n}$; $k = \overline{1, K_m}$;

$(\bar{X}_{KA})_{t_i}^{TP}, (\bar{X}_n)_{t_i}^{TP}, (\bar{X}_{nm})_{t_i}^{TP}, (\bar{X}_{nm}^k)_{t_i}^{TP}$ – требуемые значения векторов ТТХ КА, его систем, подсистем и элементов, которые должны быть достигнуты по результатам i -й модернизации.

Для оценки модернизационной способности КА, создаваемых по заказам Минобороны России, с целью парирования возможных угроз, связанных с созданием потенциальным противником новых образцов космических вооружений, на каждый момент времени t_i планирования модернизации из прогнозируемого диапазона новых условий применения КА выбираются наиболее тяжёлые.

Для каждого момента времени t_i (момента начала планирования i -й модернизации, $i = \overline{1, I}$) может быть сформирована совокупность (множество) реализуемых технических решений (вариантов модернизации) для элементов, подсистем и систем КА, модернизация которых обеспечивает выполнение новых требований:

$$\begin{cases} S_{nm}^k : V_{nm}^{kv_k}(t_i) \rightarrow V_{nm}^{kv_k}(t_{i+1}); i = \overline{1, I}; v_k = \overline{1, V_k}; \\ S_{nm} : V_{nm}^{v_m}(t_i) \rightarrow V_{nm}^{v_m}(t_{i+1}); i = \overline{1, I}; v_m = \overline{1, V_m}; \\ S_n : V_n^{v_n}(t_i) \rightarrow V_n^{v_n}(t_{i+1}); i = \overline{1, I}; v_n = \overline{1, V_n}, \end{cases} \quad (1)$$

где $V_{nm}^{kv_k}(t_i)$ – v_k -й вариант технического решения из совокупности V_k для k -го элемента, входящего в m -ю подсистему n -й системы КА, который может быть реализован в момент времени t_i ;

$V_{nm}^{v_m}(t_i)$ – v_m -й вариант технического решения из совокупности V_m для m -й подсистемы, входящей в n -ю систему КА, который может быть реализован в момент времени t_i ;

$V_n^{v_n}(t_i)$ – v_n -й вариант технического решения из совокупности V_n для n -й системы КА, который может быть реализован в момент времени t_i .

Условия (1) определяют процедуру формирования технических решений (вариантов модернизации) с учётом их преемственности для моментов времени t_i ($i = \overline{1, I}$).

Использование выражения (1) позволяет определить обобщённые затраты на реализацию всей совокупности технически реализуемых решений, т.е. на модернизацию КА в течение интервала T_i ($i = \overline{1, I}$) для элементов, подсистем, систем и КА в целом:

$$S_{nm}^k : C_{nm}^{kv_k} \left[\bar{X}_{nm}^k \left(V_{nm}^{kv_k} \right) \right] = \sum_{k=1}^{K_m} C \left\{ \bar{X}_{nm}^k \left[V_{nm}^{kv_k} \left(T_i \right) \right] \right\}, \quad (2)$$

$$v_k = \overline{1, V_k};$$

$$S_{nm} : C_{nm}^{v_m} \left[\bar{X}_{nm} \left(V_m^{v_m} \right) \right] = \sum_{m=1}^{M_n} C \left\{ \bar{X}_{nm} \left[V_m^{v_m} \left(T_i \right) \right] \right\}, \quad (3)$$

$$v_m = \overline{1, V_m};$$

$$S_n : C_n^{v_n} \left[\bar{X}_n \left(V_n^{v_n} \right) \right] = \sum_n C \left\{ \bar{X}_n \left[V_n^{v_n} \left(T_i \right) \right] \right\}, \quad (4)$$

$$v_n = \overline{1, V_n};$$

$$КА : C_{КА}^M \left(\bar{X}_{КА}, T_i \right) = C_{nm}^{kv_k} + C_{nm}^{v_m} + C_n^{v_n}, \quad (5)$$

$$v_k = \overline{1, V_k}; v_m = \overline{1, V_m}; v_n = \overline{1, V_n}.$$

В данном случае под обобщёнными затратами на модернизацию КА, его систем, подсистем и элементов понимаются суммарные затраты на разработку новых технических решений, испытания, производство систем, подсистем и элементов с новыми техническими решениями, увеличение срока эксплуатации, воспроизводство отдельных систем, подсистем и элементов КА.

Необходимо отметить, что в затраты на модернизацию подсистем (3) не входят затраты на модернизацию их элементов (2), а в затраты на модернизацию систем КА (4) не включаются затраты на модернизацию их подсистем (3) и элементов подсистем (2).

С учётом принятых исходных положений задача планирования модернизации КА может быть сформулирована следующим образом:

для моментов времени t_i определить варианты модернизации из всей совокупности технически реализуемых решений (1), последовательная (многошаговая) реализация которых в соответствии с прогнозируемыми условиями эксплуатации и применения КА обеспечит в каждый момент времени t_{i+1} требуемые значения ТТХ КА $\left(\bar{X}_{КА} \right)_{t_{i+1}}^{TP}$ при минимальных затратах на модернизацию КА в течение времени T_i , т.е.

$$C_{КА}^M \left(\bar{X}_{КА}, T_i \right) \xrightarrow{v_k \in V_k; v_m \in V_m; v_n \in V_n} \min \quad (6)$$

$$\text{при } \left(\bar{X}_{КА} \right)_{t_{i+1}} \geq \left(\bar{X}_{КА} \right)_{t_{i+1}}^{TP}.$$

Решение задачи с использованием критерия оптимизации (6) в принятой постановке позволяет определить минимальную совокупность систем, подсистем и элементов КА, выбранный вариант модернизации которых обеспечит выполнение требований к ТТХ КА, формируемых для момента времени t_{i+1} . Если в момент времени t_{i+1} выбранным в соответствии с условием (6) вариантам модернизации систем, подсистем и элементов, а также обобщённым затратам на её проведение сопоставить вариант создания нового КА с такими же характеристиками и соответствующими затратами, то показатель

$$МСП(t_{i+1}) = 1 - \frac{C_{КА}^M \left(\bar{X}_{КА} \right)_{t_{i+1}}^{TP}}{C_{КА}^H \left(\bar{X}_{КА} \right)_{t_{i+1}}^{TP}} \quad (7)$$

$$\text{при } C_{КА}^M \left(\bar{X}_{КА} \right)_{t_{i+1}}^{TP} \leq C_{КА}^H \left(\bar{X}_{КА} \right)_{t_{i+1}}^{TP},$$

будет характеризовать модернизационную способность КА в силу приведённого выше её определения,

где $C_{КА}^H \left(\bar{X}_{КА} \right)_{t_{i+1}}^{TP}$ – затраты на создание КА новой разработки с требуемыми на момент времени t_{i+1} ТТХ.

Из выражения (7) следует, что $0 \leq МСП(t) \leq 1$.

Поясним физический смысл показателя модернизационной способности.

Для удовлетворения прогнозируемым в момент времени t_i новым требованиям $(\vec{X}_{КА})_{t_{i+1}}^{TP}$ КА-прототип может модернизироваться или заменяться аппаратом новой разработки.

При разработке нового КА реализуются созданные к этому времени новые схемно-конструктивные решения, новые материалы, комплектующие изделия. С учётом всего комплекса новых технологий из банка НТЗ проводится оптимизация характеристик КА для удовлетворения новым требованиям. При этом за счёт оптимизации всех характеристик аппарата достигается и максимальное техническое совершенство его систем, т.е. наибольшее соответствие реализованных в новом КА характеристик современному состоянию развития научно-технического задела. Однако это требует проведения проектных работ по всем системам КА, полного проведения необходимых объёмов экспериментальной отработки для обеспечения и подтверждения работоспособности и требуемых характеристик практически всех систем аппарата, разработки технологической оснастки и оборудования для изготовления систем. Стоимость разработки нового КА должна учитывать стоимость проведения всех указанных работ.

Вместе с тем, удовлетворение новым требованиями зачастую возможно за счёт усовершенствования (модернизации) только отдельных систем КА, непосредственно определяющих его основные ТТХ. Сокращение затрат на модернизацию КА по сравнению с созданием нового аппарата достигается за счёт уменьшения объёмов проектных работ, испытаний систем и работ по подготовке производства. Системы, модернизируемые на данном этапе, могут изготавливаться с использованием созданных для КА-прототипа оборудования и технологической оснастки.

При модернизации систем КА, как правило, не в полном объёме будет использован научно-технический задел, не будет обеспечен выбор оптимальных характеристик для достижения максимального уровня технического совершенства систем аппарата. Однако это может оказаться экономически целесообразным в условиях ограниченного финансирования НИОКР.

Границы диапазона изменения показателя (7) соответствуют следующим ситуациям:

- нижнее значение диапазона соответствует случаю, когда не обеспечивается выполнение новых требований за счёт модернизации отдельных систем КА-прототипа и требуется разработка нового аппарата; при этом $C_{КА}^M = C_{КА}^H$ и, следовательно, КА-прототип не обладает модернизационной способностью для удовлетворения новым требованиям (этому состоянию соответствует значение $МСП(t_i)=0$);
- верхнее значение диапазона соответствует случаю, когда КА-прототип полностью удовлетворяет новым требованиям и не требует модернизации своих систем (этому состоянию соответствует значение $МСП(t_i)=1$).

3. Математическая модель оценки обобщённых стоимостных затрат на модернизацию КА

Обобщённые стоимостные затраты на модернизацию КА могут быть представлены следующей моделью:

$$C_{КА}^M(\vec{X}_{КА}, T_i) = C_{ОКР}^M(\vec{X}_{КА}, T_i) + C_{СП}^M(\vec{X}_{КА}, T_i) + C_{СЭ}^M(\vec{X}_{КА}, T_i), \quad (8)$$

где $C_{ОКР}^M$ – затраты на проведение ОКР по модернизации систем, подсистем и элементов КА по всем возможным вариантам технических решений;

$C_{СП}^M$ – затраты на серийное производство систем, подсистем и элементов КА, модернизируемых по всем возможным вариантам технических решений;

$C_{СЭ}^M$ – затраты на увеличение сроков эксплуатации немодернизуемых систем, подсистем и элементов КА с целью доведения их до требуемых сроков активного существования модернизируемого КА, а также на их воспроизводство.

Затраты на разработку $C_{ОКР}^M$ могут быть определены по следующей формуле:

$$C_{ОКР}^M = K_{ОКР} \left(\sum_{j=1}^{N_H} C_{Hj} + \sum_{v=1}^{N_D} C_{Dv} + C_{исп} \right), \quad (9)$$

где $K_{ОКР}$ – коэффициент, учитывающий собственные затраты головного разработчика КА, зависящий от количества привлекаемых сил и средств, а также продолжительности работ, устанавливаемый на основании опыта разработки КА-прототипа;

C_{Hj} – затраты на разработку новых систем, подсистем и их элементов в ходе модернизации КА (включая проектирование, изготовление опытных образцов, автономные испытания);

N_H – количество вновь разрабатываемых систем, подсистем и их элементов;

C_{Dj} – затраты на доработку (модернизацию) систем, подсистем и их элементов старого типа (включая проектирование, изготовление опытных образцов, автономные испытания);

N_D – количество дорабатываемых систем, подсистем и их элементов;

$C_{исп}$ – затраты на комплексные и лётные испытания КА.

Затраты на серийное производство $C_{СП}^M$ представляют собой сумму затрат на производство вновь разработанных и доработанных систем, подсистем и их элементов в ходе модернизации КА:

$$C_{СП}^M = k_H \sum_{j=1}^{N_H} n_j C_{СПj}^H + k_D \sum_{v=1}^{N_D} n_v C_{СПv}^D, \quad (10)$$

где k_H, k_D – коэффициенты, учитывающие изменение стоимости систем, подсистем и их элементов, вновь разработанных или доработанных в ходе модернизации КА, в зависимости от объёмов их производства;

$C_{СПj}^H$ – стоимость производства вновь разработанной системы, подсистемы и её элемента j -го типа;
 n_j – количество изготавливаемых новых систем, подсистем и их элементов j -го типа;

$C_{СПv}^D$ – стоимость производства доработанной системы, подсистемы и её элемента v -го типа;
 n_v – количество изготавливаемых доработанных систем, подсистем и их элементов v -го типа.

Затраты на увеличение сроков эксплуатации немодернизуемых систем, подсистем и элементов, с целью их доведения до требуемых сроков активного существования КА, а также на их воспроизводство могут быть определены на следующей формуле:

$$C_{СЭ}^M = C_{СЭ}^{OKP} + \sum_{\mu}^M m_{\mu} C_{\mu}^B, \quad (11)$$

где $C_{СЭ}^{OKP}$ – затраты на проведение НИОКР по увеличению сроков эксплуатации немодернизуемых систем, подсистем и их элементов;

C_{μ}^B – стоимость производства (воспроизводства) немодернизуемой системы (подсистемы, элемента) μ -го типа;

m_{μ} – количество изготавливаемых немодернизуемых систем (подсистем, элементов) μ -го типа;

M – общее количество немодернизуемых систем, подсистем и их элементов.

4. Алгоритм планирования модернизации и оценки модернизационной способности КА

1. Анализ множества технических решений по модернизируемым элементам, подсистемам и системам КА.

1.1. Определение систем, которые должны модернизироваться для удовлетворения новым требованиям.

1.2. Декомпозиция выделенных систем на подсистемы и элементы.

1.3. Формирование множеств новых технических решений (вариантов модернизации) для модернизируемых элементов, подсистем и систем с учётом преемственности для моментов времени $t_i (i = \overline{1, T})$.

2. Синтез вариантов модернизации КА.

2.1. Формирование множества технических решений для модернизируемых элементов, подсистем и систем КА и их проверка на предмет удовлетворения следующим ограничениям:

- по реализуемости в рассматриваемом периоде модернизации;
- по технической совместимости;

- по соответствию целям и задачам модернизации КА.

2.2. Формирование конкретных вариантов модернизации для цепочек «элемент – подсистема – система», взятых по одному из соответствующих множеств технических решений V_k, V_m, V_n (соотношения (1)).

2.3. Определение характеристик КА $\overline{X}_{КА}$, его систем \overline{X}_n , подсистем \overline{X}_{nm} и элементов \overline{X}_{nm}^k для сформированных конкретных вариантов их модернизации.

3. Формирование мероприятий по увеличению срока эксплуатации немодернизуемых элементов, подсистем и систем КА.

3.1. Определение перечня соответствующих НИОКР и сроков их проведения.

3.2. Определение номенклатуры воспроизводимых элементов, подсистем и систем КА.

4. Оценка обобщённых стоимостных затрат на модернизацию КА с использованием соотношений (8)–(11).

5. На основе решения оптимизационной задачи (6) выбор варианта модернизации КА, совокупность реализуемых технических решений по элементам, подсистемам и системам которого обеспечивает минимальные стоимостные затраты на проведение модернизации при значениях ТТХ не ниже требуемых.

6. Оценка затрат на создание нового КА с значениями ТТХ, соответствующими заданным требованиям.

7. Расчёт показателя модернизационной способности КА по формуле (7).

ВЫВОД

Предложенный метод может быть использован для обоснования программ модернизации существующих КА, включающих комплексные мероприятия по модернизации, воспроизводству и увеличению сроков эксплуатации отдельных систем, подсистем и элементов космических аппаратов, требующие существенно меньших затрат на совершенствование существующих КА по сравнению с затратами на создание новых аппаратов.

Данный метод, как типовой, также может быть использован для планирования модернизаций других образцов ракетно-космической техники.

список литературы

Алифанов О.М., Матвеев Ю.А., Ламзин В.В., Ламзин В.А. Теоретические основы эффективной модернизации космических систем дистанционного зондирования Земли // Труды МАИ. 2011. № 43. URL: <http://trudymai.ru/abstracts-keywords.php?ID=24708> (дата обращения: 10.01.2020).

Статья поступила в редакцию 05.02.2020

Статья после доработки 05.02.2020

Статья принята к публикации 05.02.2020

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ПОМЕХ НА РЕШЕНИЕ ИНФОРМАЦИОННЫХ ЗАДАЧ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫМИ СИСТЕМАМИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



М.В. Сахаров¹,
профессор, доктор
технических наук,
m_sakharov@mail.ru;
M.V. Sakharov

В статье проведена оценка влияния помех, возникающих при попадании оптико-электронной системы (ОЭС) космического аппарата (КА) в поле лазерного излучения (ЛИ) и искажающих формируемое ею изображение, на решение задач по обнаружению и распознаванию объектов. Приводятся результаты вычислительного эксперимента, полученные с использованием современных корреляционных алгоритмов библиотеки компьютерного зрения OpenCV, и анализ выявленных закономерностей.

Ключевые слова: оптико-электронная система; компьютерное зрение; распознавание; помеха; лазерное излучение.

DOI: 10.26162/LS.2020.47.1.005

В настоящее время в околоземном пространстве развёрнута орбитальная группировка КА, выполняющих различные функции, среди которых особое место занимает дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) (Дарных В.В., Ефанов В.В., Занин К.А., Малышев В.В., 2010; Ефанов В.В., Клименко Н.Н., Семункина В.И., Шостак С.В., 2017; Занин К.А., Москатиньев И.В., 2019). С этой целью большинство

¹ ФГКВООУ ВО «Военная академия РВСН имени Петра Великого», Россия, Московская область, г. Балашиха.

EVALUATION OF THE INFLUENCE OF INTERFERENCE ON THE SOLUTION OF INFORMATION PROBLEMS BY SPACECRAFT OPTICAL-ELECTRONIC SYSTEMS



Д.С. Конради¹,
адъюнкт,
demon125@inbox.ru;
D.S. Konrady

The article assesses the interference that occurs when the spacecraft's optical-electronic system enters the field of laser radiation and distorts the image it generates, affects solving problems of object detection and recognition. It presents the results of the computational experiment obtained using modern correlation algorithms of the OpenCV computer vision library and the analysis of the revealed regularities.

Keywords: optical-electronic system; computer vision; recognition; interference; laser radiation.

КА оснащается малогабаритными бортовыми ОЭС, способными вести съёмку земной поверхности одновременно в нескольких диапазонах спектра. Основными решаемыми ОЭС информационными задачами являются обнаружение и распознавание объектов, к числу которых относятся технологические, сельскохозяйственные, природные образования, элементы рельефа местности и т.п.

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

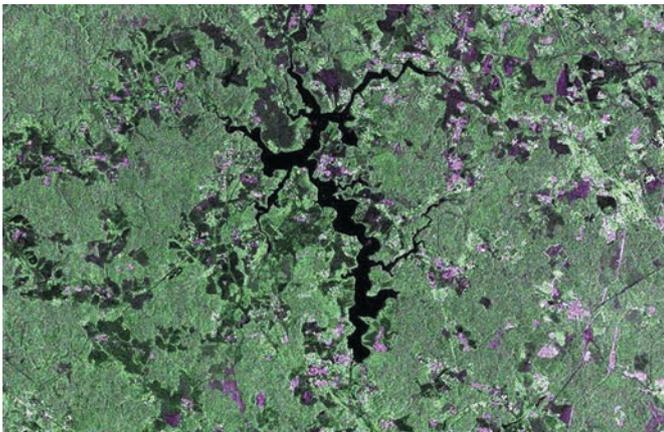
ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ПОМЕХ НА РЕШЕНИЕ ИНФОРМАЦИОННЫХ ЗАДАЧ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫМИ СИСТЕМАМИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Важным фактором, способным повлиять на нормальное функционирование ОЭС КА, является возможное их попадание в поле интенсивного лазерного излучения, используемого в системах мониторинга околоземного космического пространства, ДЗЗ и в международной системе International Laser Ranging Service (ILRS) по контролю орбит околоземных КА и космического мусора (Асанов С.В., Егоров М.С., Игнатьев А.Б., Морозов В.В. и др., 2014). Мощность лазеров, используемых в данных системах, находится, как правило, в диапазоне от 1 Вт до 10 кВт.

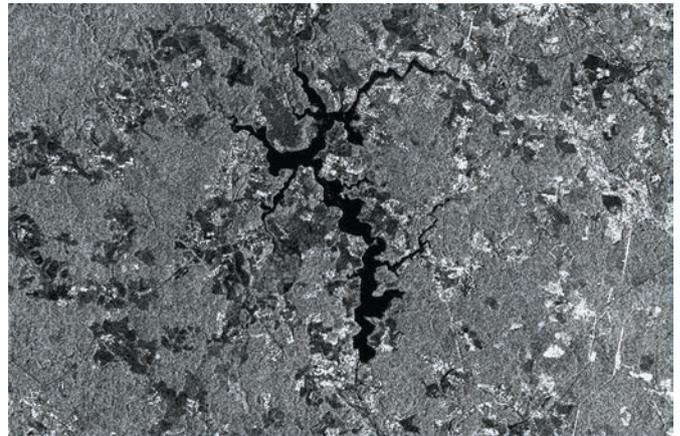
Особенностью прохождения ЛИ, падающего на входную апертуру ОЭС, через оптическую систему является его фокусировка в плоскости чувствительных элементов фотоприёмника. В результате этого при малых значениях мощности ЛИ возможно искажение формируемого изображения оптическими помехами (засветками), а в наиболее критических случаях происходит деградация фотоприёмника, что, в свою очередь, может привести к снижению эффективности решения информационных задач (Сахаров М.В., Астраускас Й.И., 2014).

Теоретическим и экспериментальным исследованиям влияния ЛИ на функционирование фотоприёмников различных типов и спектральных диапазонов посвящён ряд работ (Стафеев В.И., Бурлаков И.Д., Болтарь К.О., Средин В.Г. и др., 2007; Сахаров М.В., Средин В.Г., Чишко В.Ф., Астраускас Й.И. и др., 2017; Сахаров М.В., Средин В.Г., Куликов В.Б., Васильев Г.К. и др., 2011; Средин В.Г., Сахаров М.В., 2011; Сахаров М.В., Средин В.Г., Запонов А.Э., Конради Д.С., 2019). В них анализируются результаты взаимодействия ЛИ различных длин волн и режимов работы с фоточувствительными материалами современных фотоприёмников; с помощью разработанных и верифицированных моделей определяются пороговые значения параметров ЛИ, безопасные для функционирования ОЭС. Однако целенаправленные исследования по оценке влияния помех, искажающих формируемое фотоприёмником изображение, на эффективность решения ОЭС информационных задач обнаружения и распознавания не проводились.

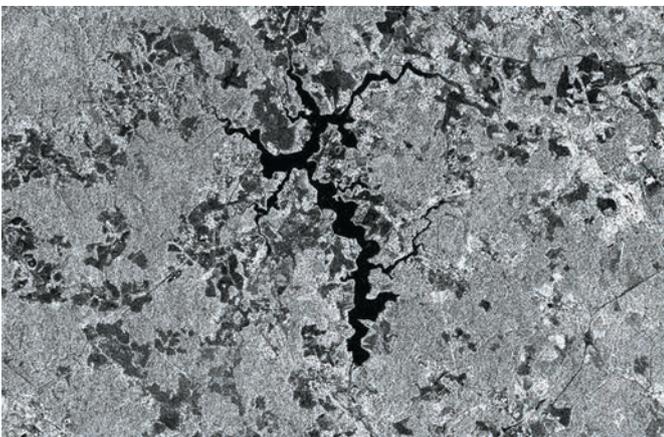
Целью данной работы является оценка влияния помех, вызванных попаданием ОЭС в поле интенсивного ЛИ и искажающих формируемое изображение,



а



б



в



г

рисунок 1. Изображения, полученные КА в видимом (а), среднем ИК (б), дальнем ИК (в) диапазонах спектра, и совмещённое (г)

на эффективность решения информационных задач по обнаружению и распознаванию объектов с использованием современных алгоритмов, реализованных в библиотеке технического зрения OpenCV и применяемых в КА ДЗЗ.

В результате анализа современных методов обработки изображений (Вапник В.Н., Червоненкис А.Я., 1974; Грузман И.С., Кричук В.С., Косых В.П., Перетягин Г.И. и др., 2000; Понс Ж., Форсайт Д., 2004) сформирован типовой алгоритм решения информационных задач ОЭС, включающий следующие этапы:

- 1 – получение изображения и преобразование его в цифровой вид;
- 2 – фильтрация изображения для устранения шумов;
- 3 – обнаружение элементарных объектов (линий и простых геометрических фигур);
- 4 – распознавание объекта на изображении по шаблону (эталонному изображению).

Современные КА ДЗЗ для получения максимально полной информации о наблюдаемом объекте оснащаются много- или гиперспектральными ОЭС.

Это позволяет формировать многомерное спектральное изображение, которое представляет собой синтез (совмещение) изображений, полученных с каждого спектрального канала, с учётом особенностей, характерных для каждого диапазона. Пример такого наложения приведён на рисунке 1.

На первом этапе получаемое фотоприёмником изображение для упрощения последующей обработки преобразуется в цифровой вид, представляющий матрицу значений яркости с количеством строк и столбцов, соответствующих количеству строк и столбцов пикселей исходного изображения.

Воздействие на фотоприёмник ОЭС помех различной природы, а также наличие технологических дефектов производства приводит к увеличению в нём шумов различной природы, что отражается на зашумлении получаемого изображения, т.е. на изменении яркости отдельных пикселей или их групп.

На втором этапе для устранения шумов используются программные методы их подавления и сглаживания (морфологические преобразования) (Вапник В.Н., Червоненкис А.Я., 1974), для математического описания которых используется теория



а



б



в



г

рисунок 2. Исходные изображения: равномерно зашумлённое (а), локально зашумлённое (б) и восстановленные изображения: равномерно зашумлённое (в) и локально зашумлённое (г)

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ПОМЕХ НА РЕШЕНИЕ ИНФОРМАЦИОННЫХ ЗАДАЧ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫМИ СИСТЕМАМИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

множеств. При этом программно создаётся графическое ядро, которое поэлементно накладывается на получаемое изображение, при этом якорь (центр ядра) является либо минимальным значением яркости, либо максимальным – в зависимости от производимых преобразований. Затем производится преобразование границ ядра относительно якоря: стягивание, расширение, градиентное преобразование, подавление пиков яркости или темных регионов.

Выявлено, что равномерное зашумление получаемого ОЭС изображения поддается восстановлению, однако при этом ухудшаются такие важные его характеристики, как яркость и контраст. При помеховом повреждении части изображения (засветке группы пикселей) с помощью морфологических преобразований его восстановление в полном объёме не представляется возможным.

Пример восстановления изображений равномерно зашумлённого на 3% от общего количества пикселей и локально зашумлённого на 100% показан на рисунке 2.

На третьем этапе реализуется обнаружение линий, углов между ними, а также простых геометрических

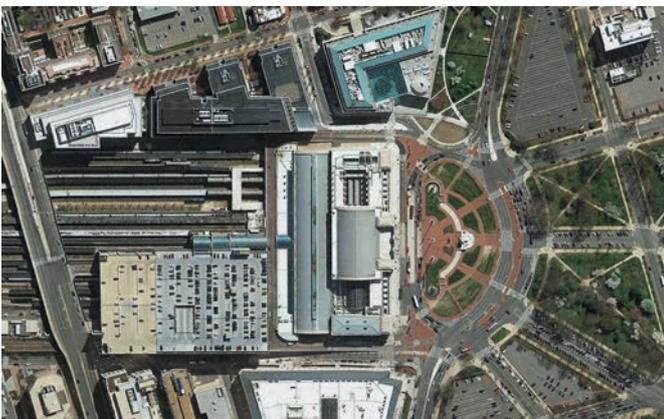
фигур, размер которых соответствуют 1–4 пикселям на получаемом ОЭС изображении согласно критериям Джонсона (*Тарасов В.В., Якушенков Ю.Г., 2004*).

Определение всех объектов такого размера, согласно (*Понс Ж., Форсайт Д., 2004*), сводится к:

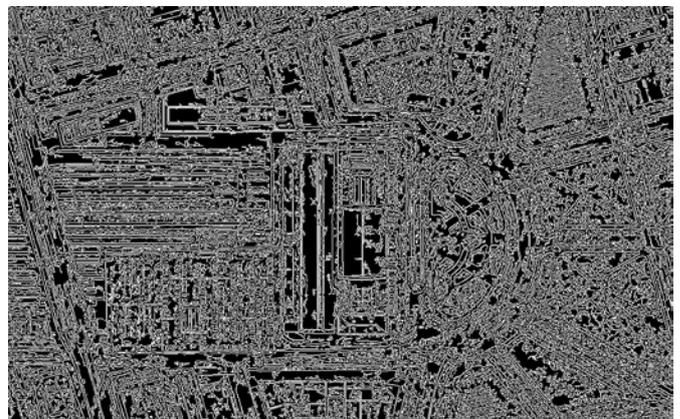
- представлению изображения в градациях серого и выделению на нём контуров;
- обработке полученных контуров и нахождению простых геометрических фигур.

Первый шаг реализуется применением детектора границ Канни и его модификаций. Для этого производится сглаживание изображения с помощью фильтра Гаусса; затем – поиск на нём градиентов яркости, где для дифференцирования используется оператор Собеля; подавляются пиксели изображения, где отсутствует максимальный градиент яркости; производится двойная пороговая фильтрация и трассировка области неоднозначности.

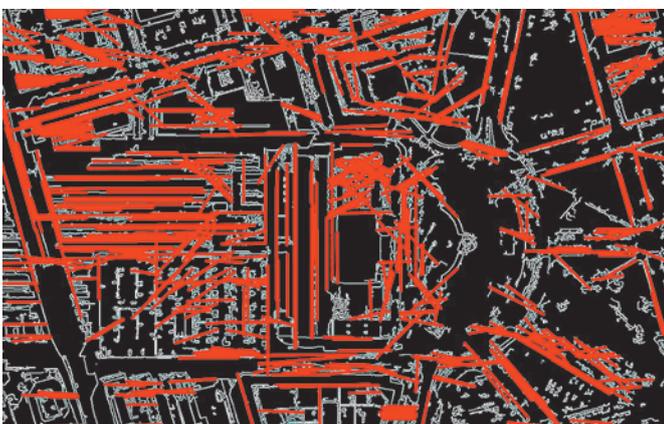
Второй шаг реализован использованием преобразования Хафа – алгоритма, применяемого для извлечения элементов изображения и предназначенного для поиска объектов, принадлежащих определённому классу фигур, с использованием процедуры голосования.



а



б



в



г

рисунк 3. Результаты обработки исходного изображения (а) детектором Канни (б) и обнаружения линий (в) и геометрических фигур (г)

Пример реализации обнаружения простых геометрических объектов заданного размера на изображении показан на рисунке 3.

Заметим, что при наличии области засветки размером более трёх пикселей устранение её с помощью морфологических преобразований невозможно, следовательно, невозможно и обнаружение объектов, отображаемых чувствительными элементами фотоприёмника, оказавшимися в области помехи.

На четвёртом этапе распознавание объектов на полученном отфильтрованном изображении осуществляется методом сравнения его с заданным шаблоном (эталонным изображением), который создаётся с условием его идентичности распознаваемой цели и максимальной приближенностью условий получения его изображения к условиям получения исследуемого снимка. В OpenCV встроены корреляционные алгоритмы, реализующие процедуру распознавания. Их расчётные формулы, для которых $I(x, y)$ – значения яркостей исходного изображения, $T(x', y')$ – значения яркостей изображения шаблона, приведены ниже (Чабан Л.Н., 2016):

$$R(x, y) = \sum_{x', y'} (T(x', y') - I(x + x', y + y'))^2; \quad (1)$$

$$R(x, y) = \sum_{x', y'} (T(x', y') \cdot I(x + x', y + y')); \quad (2)$$

$$R(x, y) = \sum_{x', y'} (T'(x', y') \cdot I'(x + x', y + y')); \quad (3)$$

$$\text{где } T'(x', y') = T(x', y') - \frac{1}{wh} \cdot \sum_{x'', y''} T(x'', y''),$$

$$I'(x + x', y + y') = I(x + x', y + y') -$$

$$- \frac{1}{wh} \cdot \sum_{x'', y''} I(x + x'', y + y''),$$

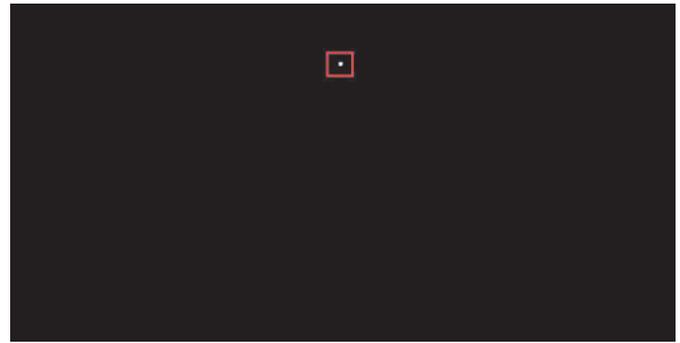
w, h – ширина и длина шаблона;

$$R(x, y) = \frac{\sum_{x', y'} (T(x', y') - I(x + x', y + y'))^2}{\sqrt{\sum_{x', y'} T(x', y')^2 \cdot \sum_{x', y'} I(x + x', y + y')^2}}; \quad (4)$$

$$R(x, y) = \frac{\sum_{x', y'} (T(x', y') \cdot I(x + x', y + y'))}{\sqrt{\sum_{x', y'} (T(x', y')^2 \cdot \sum_{x', y'} I(x + x', y + y')^2)}}; \quad (5)$$

$$R(x, y) = \frac{\sum_{x', y'} (T'(x', y') \cdot I'(x + x', y + y'))}{\sqrt{\sum_{x', y'} T'(x', y')^2 \cdot \sum_{x', y'} I'(x + x', y + y')^2}}. \quad (6)$$

Определение местоположения объекта на изображении происходит по результирующим значениям максимумов яркости при обработке методами (1)–(3)



а



б



в

рисунк 4. Результирующие значения корреляции шаблона по местоположению максимума яркости (а), минимума яркости (б), местоположение обнаруженного объекта на исходном изображении (в)

и значениями минимумов яркости при обработке методами (4)–(6). Графические представления этих результирующих значений для объекта распознавания, в качестве шаблона которого выбрано изображение одного из грузовых судов, показаны на рисунке 4.

Для оценки влияния помех на распознавание объектов ОЭС проведён вычислительный эксперимент, для которого разработана методика, включающая:

1. Оценку работоспособности применяемого программного обеспечения для решения информационных задач в условиях неоднородного фона и отсутствия помех:

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ПОМЕХ НА РЕШЕНИЕ ИНФОРМАЦИОННЫХ ЗАДАЧ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫМИ СИСТЕМАМИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

- задание исходного равномерно зашумлённого изображения;
- применение морфологических преобразований для его восстановления;
- обнаружение объектов, их классификация, распознавание и идентификация.

2. Оценку эффективности решения ОЭС информационных задач в условиях помехи и однородного фона:

- задание сцены, содержащей искомый объект;
- задание шаблона (эталонного изображения объекта);
- задание размеров, формы и местоположения области засветки на сцене;
- классификация, распознавание и идентификация объекта по шаблону при различных размерах шаблона, области засветки и её местоположении на сцене.

3. Анализ полученных результатов, выявление закономерностей.

Исходные данные, использованные для вычислительного эксперимента:

- сформированное ОЭС синтезированное изображение, представленное в виде комбинации изображений, полученных в различных диапазонах оптического спектра, пространственное разрешение 150 м;
- шаблон объекта, полученный в условиях отсутствия помех;
- размеры и форма области засветки на изображении моделировалось белым пятном.

В качестве допущений и ограничений принято следующее:

- шаблон идеально коррелирует с распознаваемым объектом на сформированном ОЭС изображении (является его фрагментом);
- повреждения получаемого изображения, возникающие за счёт шумов и дефектов фотоприёмника, полностью устранены при фильтрации.

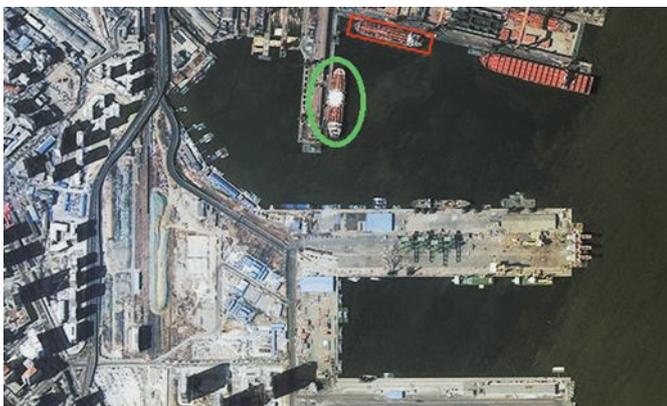


рисунок 5. Пример неверного распознавания объекта по шаблону при засветке порогового числа пикселей, участвующего в построении его изображения

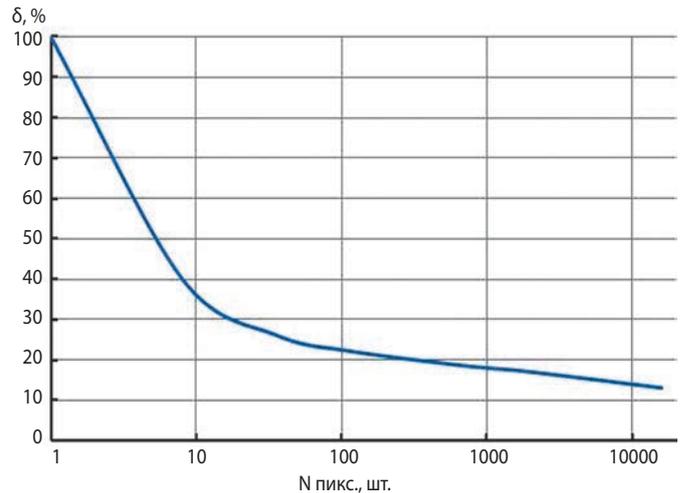


рисунок 6. График зависимости минимальной доли искажённых помехой элементов изображения объекта (точек растра), приводящей к срыву решения информационной задачи ОЭС, от общего числа элементов изображения, участвующих в построении изображения объекта

4. Результаты вычислительного эксперимента.

В случае засветки некоторого порогового числа пикселей, участвующих в построении изображения распознаваемого объекта, результат работы алгоритма оказывается непредсказуемым, что иллюстрируется рисунком 5.

На рисунке овалом обведено искажённое помехой изображение искомого объекта, прямоугольником – неверно обнаруженная в результате работы алгоритма область изображения.

В системах компьютерного зрения изображение представляется в виде матриц с количеством строк и столбцов, соответствующих количеству ячеек изображения по горизонтали и вертикали, а считываемые в ячейках матрицы цифровые значения соответствуют значениям яркости изображения в этих пикселях. При работе корреляционных алгоритмов в случае засветки части пикселей, участвующих в построении изображения распознаваемого объекта, происходит поиск такой же по размерам области изображения, что и эталонное, и максимально близкой по наборам яркости пикселей в ней.

Следует заметить, что при использовании корреляционных алгоритмов устанавливается пороговый минимум несовпадения шаблона с распознаваемым объектом, в случае превышения которого объект не распознаётся. Оценена зависимость минимальной доли искажённых помехой элементов изображения объекта (точек растра), приводящей к срыву решения информационной задачи ОЭС, от общего числа элементов изображения, участвующих в построении изображения объекта (рисунок 6).

Из анализа графика следует, что по мере увеличения размера изображения объекта приводящая к нарушению нормального функционирования ОЭС доля искажённых помехой элементов изображения снижается.

ВЫВОДЫ

Анализ результатов проведённого вычислительно-эксперимента показал, что при засветках размером 1–3 пикселя работа ОЭС не нарушается, так как применяемые для фильтрации получаемого изображения морфологические преобразования полностью компенсируют подобные помехи.

Частичная (порядка 30% от общего количества) засветка пикселей, участвующих в построении распознаваемого объекта, может приводить: а) к неверному распознаванию другого участка изображения при непревышении порогового минимума корреляции эталона с целью; б) к необнаружению объекта при превышении порогового минимума.

Вероятность распознавания объекта зависит от ряда факторов, среди которых: степень однородности фона, размер шаблона, размер и ракурс искомого изображения на сцене, степень его размытости при съёмке, размер области засветки и их взаимное расположение с объектом, определяющие долю искажённых помехой элементов изображения объекта.

Направлениями дальнейших исследований являются совершенствование моделей функционирования ОЭС (в том числе много- и гиперспектральных) в поле интенсивного ЛИ и методик оценки эффективности решения информационных задач в условиях оптических помех, а также верификация этих моделей по результатам натуральных (лабораторных) экспериментов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Асанов С.В., Егоров М.С., Игнатъев А.Б., Морозов В.В. и др. Нелинейность и инерционность отклика матричных ИК фотоприемников на ЛИ // Оптический журнал. 2014. Т. 81, № 9. С. 62-68.

Вапник В.Н., Червоненкис А.Я. Теория распознавания образов. Статистические проблемы обучения. М.: Наука, 1974. 416 с.

Грузман И.С., Кричук В.С., Косых В.П., Перетягин Г.И. и др. Цифровая обработка изображений в информационных системах. Новосибирск: Новосибир. гос. техн. ун-т, 2000. 168 с.

Дарных В.В., Ефанов В.В., Занин К.А., Малышев В.В. Синтез информационного тракта при планировании целевого функционирования космических систем наблюдения по критериям качества // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2010. № 4. С. 100-107.

Ефанов В.В., Клименко Н.Н., Семункина В.И., Шостак С.В. Космическая система дистанционного зондирования Земли на базе космического аппарата «Аркон»: к 20-летию первого запуска // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 25-34.

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. DOI: 10.26162/LS.2019.44.2.003.

Понс Ж., Форсайт Д. Компьютерное зрение. Современный подход. М.: Изд. д. «Вильямс», 2004. 465 с.

Сахаров М.В., Астраускас Й.И. Оценка эффективности решения информационных задач оптико-электронной системой «смотрящего» типа с ИК МФПУ в поле ЛИ // Прикладная физика. 2014. № 1. С. 78-82.

Сахаров М.В., Средин В.Г., Запонов А.Э., Конради Д.С. Имитационное моделирование воздействия лазерного излучения на InSb-матричный фотоприемник в пакете программ ЛОГОС // Известия ВУЗов. Физика. Томский гос. ун-т. 2019. № 9. С. 117-122.

Сахаров М.В., Средин В.Г., Куликов В.Б., Васильев Г.К. и др. Исследования матричных фотоприемников на структурах с квантовыми ямами в условиях интенсивного оптического освещения // Известия ВУЗов. Материалы электронной техники. 2011. № 1. С. 25-29.

Сахаров М.В., Средин В.Г., Чижко В.Ф., Астраускас Й.И. и др. Потеря чувствительности фотодиодами на основе InSb в поле импульсного ЛИ // Сб. VII Межд. конф. «Кристаллофизика и деформационное поведение перспективных материалов». МИСИСС, 2017. 222 с.

Средин В.Г., Сахаров М.В. Математическая модель воздействия ЛИ на многослойную полупроводниковую фоточувствительную структуру // Прикладная физика. 2011. № 2. С. 5-11.

Стафеев В.И., Бурлаков И.Д., Болтарь К.О., Средин В.Г. и др. Экспериментальное исследование оптической стойкости матрицы «смотрящего» типа на основе $Cd_xHg_{1-x}Te$ к воздействию ЛИ с длиной волны 10,6 мкм // Известия вузов. Материалы электронной техники. 2007. № 2. С. 31.

Тарасов В.В., Якушенков Ю.Г. Инфракрасные системы «смотрящего» типа. М.: Логос, 2004. 452 с.

Чабан Л.Н. Методы и алгоритмы распознавания образов в автоматизированном дешифрировании данных дистанционного зондирования: учеб. пособие. М.: МИИГАиК, 2016. 77 с.

Статья поступила в редакцию 10.02.2020

Статья после доработки 10.02.2020

Статья принята к публикации 10.02.2020

АВТОМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА КРЕПЛЕНИЯ И РАЗВЕРТЫВАНИЯ БОРТОВОГО МАНИПУЛЯТОРА ОРБИТАЛЬНОГО КОРАБЛЯ «БУРАН»: ПРОБЛЕМЫ И ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ



М.И. Маленков¹,
профессор, доктор
технических наук,
m.i.malenkov@gmail.com;
M.I. Malenkov

В статье приведены материалы о создании автоматической системы крепления и развёртывания бортовых манипуляторов орбитального корабля «Буран» в 1983–1993 годах, отражены основные технические проблемы, которые были решены при создании новой системы, приведены результаты наземной отработки.

Ключевые слова: многоразовый орбитальный корабль; отсек полезного груза; система крепления и развёртывания бортового манипулятора.

DOI: 10.26162/LS.2020.47.1.006

ВВЕДЕНИЕ

Известно, что в Ленинграде в прошлом веке были созданы по крайней мере три самостоятельные системы ОК «Буран». Но в единственном полёте ОК «Буран» образец 1К1 в середине ноября 1988 года довелось отработать только одной из них. Речь идёт о разработанной во ВНИИРА системе автоматической посадки «Вымпел-Н», которая, приняв на себя навигацию и управление кораблём на высоте 6200 м, обеспечила красивую посадку «Бурана», несмотря на сильный, порывистый ветер.

¹ АО Научно-технический центр «РОКАД», Россия, г. Санкт-Петербург.

AUTOMATIC SYSTEM FOR FASTENING AND DEPLOYMENT OF THE ON-BOARD MANIPULATOR OF THE ORBITAL SHIP BURAN: PROBLEMS AND HISTORY OF CREATION



В.А. Воллов¹,
кандидат технических наук,
v-volov@yandex.ru;
V.A. Volov

The article presents materials on the creation of an automatic system for fastening and deploying on-board manipulators (SCBM) of the Buran orbital ship (OK) in 1983–1993, reflects the main technical problems that were solved when creating the new system, and gives the results of ground-based testing.

Keywords: reusable orbital spacecraft; payload compartment; system of fastening and deployment of onboard manipulator.

Система бортового манипулятора (БМ), созданная в ЦНИИ РТК и первоначально предполагавшая установку двух БМ, и система крепления и развёртывания БМ (СКБМ) (создана во ВНИИТрансмаш), размещались в отсеке полезного груза (ОПГ) и на корабле 1К1 не устанавливались, так как створки ОПГ этого ОК ещё не имели механизмов их раскрытия.

Конечно, мы знали, что аналогичные системы имелись и у американских космических челноков (*Hardee J.H.*, 1983). Но конструкция СКБМ

JSC Science & Technology Centre «ROCAD», Russia, Saint-Petersburg.

(Маленков М.И., 1996; Malenkov M., Vladykin S., Volov V., 1998) была выполнена независимо от американских прототипов. Отечественные разработчики не располагали информацией об устройстве опор и блока управления системой, синтез механизмов, отработка методов расчётов и испытаний – всё это явилось результатом творческих поисков специалистов ВНИИТрансмаш, выполненных в кооперации со специалистами головного заказчика и смежных организаций. Оригинальными были и исследования работы СКБМ и его узлов (Волов В.А., 1996; Вайсфельд Л.О., Конколович А.Г., 1993; Маленков М.И., 2013).

Иное дело, что именно американцы показали замечательный пример высокой эффективности применения манипуляционных технологий при наладке и ремонте оптической системы космического телескопа Hubble в процессе шести полётов американских шаттлов (<https://kiri2ll.livejournal.com/595914.html>; <https://onpe.ru/?p=735>). Весьма эффективно используются БМ на международной космической станции. Так что рассматриваемая тема сохраняет актуальность.

1. Историческая справка

Разработка и наземная отработка СКБМ были поручены ВНИИТрансмаш Решением ВПК при СМ СССР в конце 1983 года по техническому заданию НПО «Энергия» (названия предприятий соответствуют рассматриваемому периоду). Изготовление и сборка системы этим Решением возлагались на Завод экспериментального машиностроения (ЗЭМ) НПО «Энергия». Однако ЗЭМ не смог освоить изготовление мелко модульных приводов поворота и фиксации звеньев опор СКБМ, отказался от изготовления приводов и завод КрасМаш в Красноярске. В конечном счете, приводы всех образцов СКБМ были изготовлены производством ВНИИТрансмаш.

У истоков подключения ВНИИТрансмаш к созданию СКБМ стояли начальник отделения НПО «Энергия» В.С. Сыромятников и заместитель директора – главный конструктор института А.Л. Кемурджиан, эту кооперацию активно поддержал Б.Е. Черток. Ход работ по комплексу РН Энергия – ОК «Буран» и его системам контролировался на совете главных конструкторов, председателем которого был генеральный конструктор НПО «Энергия» В.П. Глушко.

Главным подразделением ВНИИТрансмаш по СКБМ был определён отдел № 52 (начальник А.В. Мицкевич), блок управления (БУ), кабельные узлы и проверочная аппаратура разрабатывались в отделе № 53 (начальник А.В. Туробинский). От НПО «Энергия» проект курировали специалисты подразделения В.Н. Живоглотова.

ВНИИТрансмаш в эти годы участвовал в нескольких космических проектах. Поэтому в институте ввели должности главных конструкторов (ГК) таких проектов. Главным конструктором СКБМ был назначен начальник лаборатории узловых разработок и испытаний (отдел № 52) М.И. Маленков. Функции ведущего конструктора корневого узла выполнял А.В. Воробьёв, ложемента – С.А. Владыкин, за схемные решения по электрическим и электромеханическим узлам отвечали Л.С. Абрамов, А.В. Мирошниченко и Д.Я. Кляцкин, а за конструкцию блока управления (БУ) – В.Г. Марагин.

Нужно отметить, что работы шли неровно и в отдельные годы практически замирали, повторяя циклы финансирования. Тем не менее, к 1989 году были не только изготовлены образцы для конструкторско-доводочных испытаний (КДИ), но и выполнен весь цикл испытаний во ВНИИТрансмаш, предусмотренных комплексной программой экспериментальной отработки (КПЭО), рисунок 1.

В 1990 году на ЗЭМ был изготовлен и доставлен на космодром Байконур лётный образец (ЛО) СКБМ, выполнены работы по его монтажу на правом бимсе ОК «Буран» на стапелях МИК площадки 254, регулировкам и проверкам СКБМ совместно с технологическим образцом БМ. Разметку и сверление бимса под опоры СКБМ выполнили монтажники НПО «Молния» по чертежам ВНИИТрансмаш. Летом 1993 года проверки повторились уже с ЛО БМ, что позволило в сентябре 1993 года оформить заключение о готовности СКБМ к лётным испытаниям в составе ОК «Буран». В обоих случаях специалисты ВНИИТрансмаш обеспечивали авторский надзор и все проверки.

2. Особенности условий эксплуатации

Для ВНИИТрансмаш это была первая работа, завершившаяся поставкой автоматической системы на пилотируемый космический корабль. А это означало новый уровень ответственности и надёжности по сравнению с системами автоматических космических аппаратов для исследования Луны, Марса, Фобоса, Венеры, которыми институт занимался прежде.

Многоразовое использование ОК «Буран» обусловило многократное воздействие на систему наиболее опасных стартовых и посадочных перегрузок. Межполётное обслуживание предусматривало оперативную диагностику СКБМ на Земле с проверками всех функций (кроме аварийных) для подтверждения безопасности очередного полёта и прогноза остаточного ресурса, без использования устройств разгрузки веса БМ.

Ещё одна особенность – изменение конфигурации планера вследствие различия гравитационных нагрузок на Земле и на орбите, а также аэродинамических

АВТОМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА КРЕПЛЕНИЯ И РАЗВЕРТЫВАНИЯ БОРТОВОГО МАНИПУЛЯТОРА ОРБИТАЛЬНОГО КОРАБЛЯ «БУРАН»: ПРОБЛЕМЫ И ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ

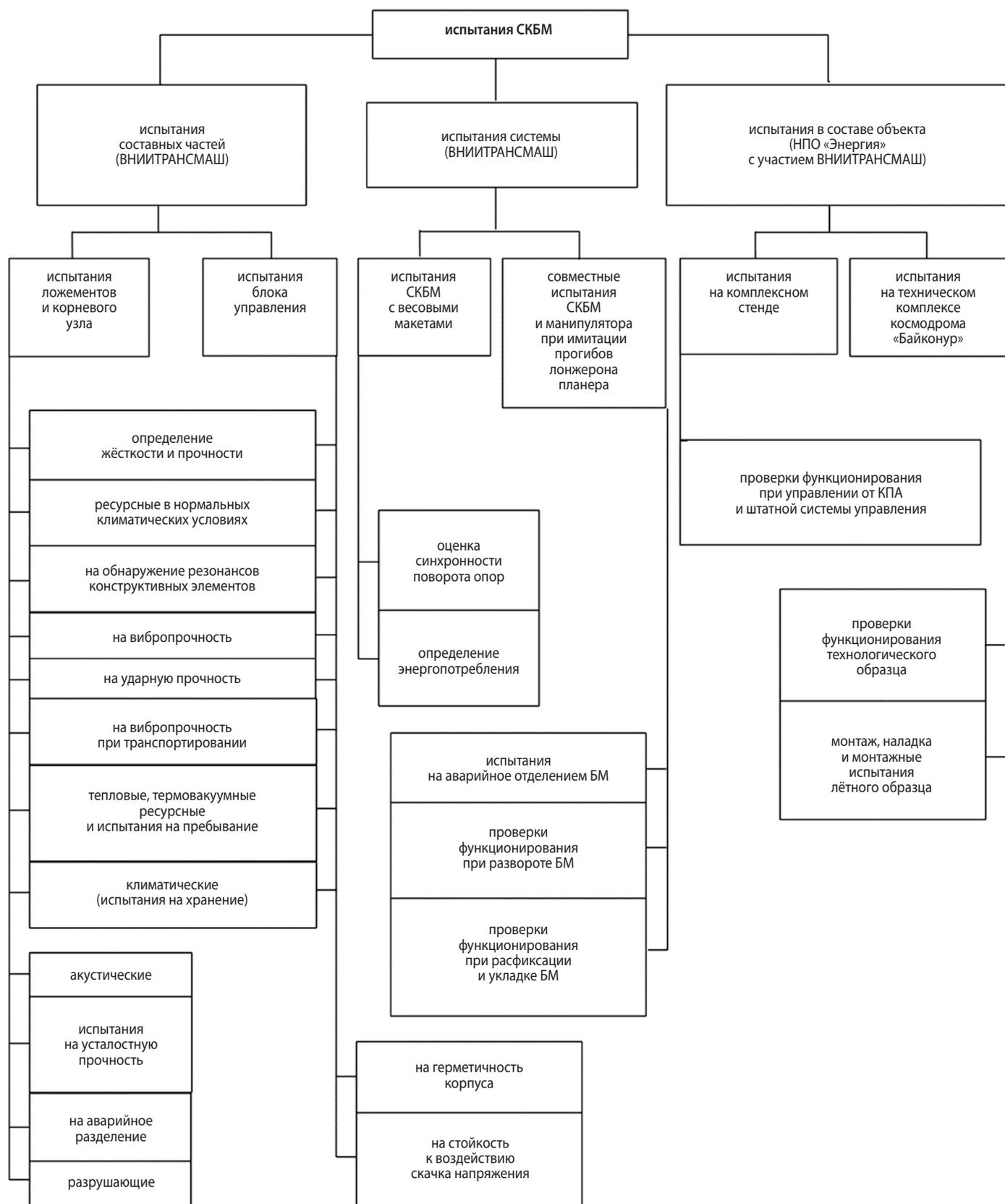


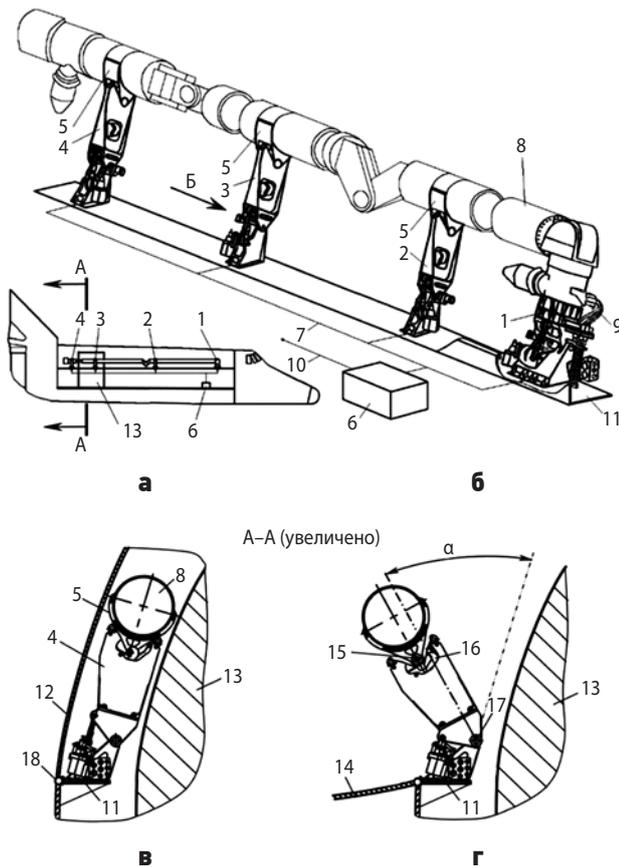
рисунок 1. Схема экспериментальной отработки СКБМ ОК «Буран»

перегрузок при посадке и тепловых продольных деформаций планера. Так, прогиб бимса в вертикальной плоскости в наземном положении ОК на шасси достигал 100 мм, в горизонтальной – 40 мм. Тепловые

деформации бимса на длине манипулятора (18,5 м) могли достигать ± 50 мм при том, что углепластиковые звенья манипулятора не реагируют на изменение температуры.

3. Назначение, состав и принцип действия

СКБМ предназначена для механического и электрического сопряжения бортовых манипуляторов с несущей конструкцией планера ОК «Буран», его бортовой сетью, управляющими системами корабля на всех этапах его проверок и полета в атмосфере и в невесомости на орбите.



- а** – схема размещения опор СКБМ и манипулятора в ОПГ (направление полёта – по стрелке Б);
б – схема механического сопряжения опор СКБМ с бимсом ОК и бортовым манипулятором;
в – транспортировочное положение опоры СКБМ, створки ОПГ закрыты;
г – рабочее положение опоры СКБМ после открытия створок ОПГ и разворота опор СКБМ на угол $\alpha=45^\circ$.
1 – узел корневой; **2** – ложемент плечевой; **3** – ложемент локтевой; **4** – ложемент кистевой; **5** – бандажи;
6 – блок управления СКБМ; **7** – бортовая кабельная сеть; **8** – бортовой манипулятор; **9** – транзитный кабель;
10 – кабель связи БУ СКБМ с бортовым комплексом управления кораблем; **11** – бортовой бимс планера;
12 – створка ОПГ в закрытом положении; **13** – зона размещения в ОПГ полезного груза; **14** – створка ОПГ в открытом положении; **15** – ручка бандажа; **16** – крюк механизма фиксации; **17** – ось поворота опоры СКБМ; **18** – ось поворота створки ОПГ.

рисунок 2. Конструктивная схема СКБМ правого борта ОК «Буран»

В состав СКБМ для ОК «Буран» 2К1 входят четыре опоры (90 кг), блок управления (БУ, 10 кг), бортовая кабельная сеть (БКС, 19 кг) и контрольно-проверочная аппаратура (КПА) для проверок и наземной обработки системы.

Комплект опор (рисунки 2а и 2б) включает: корневой узел, предназначенный для механического соединения плечевого звена БМ с несущей продольной балкой – бимсом планера и прокладки транзитного кабеля манипулятора; три ложементов, на которых в транспортировочном положении фиксируются плечевое, локтевое и кистевое звенья манипулятора; три бандажа, включающие гибкие ленточные и жёсткие корпусные части. Функции опор при доставке ОК на орбиту, при посадке, а также в орбитальном полёте ОК, когда закрыты створки ОПГ, заключаются в обеспечении целостности БМ, а также элементов конструкции планера и полезного груза, которые определяют зону размещения опор в транспортировочном положении (ТП) (рисунок 2в).

В орбитальном полёте створки ОПГ, на внутренней поверхности которых смонтированы солнечные батареи, раскрываются, после чего возможно развёртывание СКБМ в рабочее положение (РП) (рисунок 2г).

Развёртывание включает два этапа. Первоначально опоры одновременно поворачиваются на угол $\alpha=45^\circ$, перемещая манипулятор за пределы ОПГ. Операция осуществляется с помощью четырёх индивидуальных электромеханических приводов поворота (ПП) опор.

Затем три индивидуальных электромеханических привода фиксации (ПФ), размещённые на каждом ложементе, одновременно разворачивают крюки механизмов фиксации, освобождая ручки, встроенные в корпусные части бандажей. Далее работают собственные приводы манипулятора.

Для приведения БМ в ТП выполняется несколько операций. Первоначально с помощью ПФ происходит поочередная укладка и фиксация звеньев манипулятора на ложементах в следующем порядке: плечевое, локтевое, кистевое звенья. Затем, одновременной работой всех ПП, манипулятор переводится во внутренний объём ОПГ, после чего возможно закрытие створок. От СКБМ зависит выполнение операций и безопасность экипажа, поскольку посадка ОК возможна только при закрытых створках ОПГ.

Все перечисленные операции могут выполняться по автоматическим алгоритмам, а также по командам с Земли или командам экипажа ОК. Обратные связи осуществляются с помощью датчиков текущего и конечных положений, встроенных в механизмы поворота и фиксации каждой опоры. Включение очередного ПФ для подтягивания и фиксации соответствующего звена на ложементах происходит по сигналам датчиков касания.

При всех вариантах управления БУ СКБМ обеспечивает приём, квитирование и исполнение команд, формируемых бортовым вычислительным комплексом ОК «Буран». Синхронизация поворота опор обеспечивается по собственным алгоритмам СКБМ.

Все электромеханические приводы дублируются ручными приводами, которые, в случае отказа электродвигателя или цепей его питания и управления может привести в действие космонавт с помощью специальной рукоятки. Выполнение этой операции обеспечивается при внекорабельной деятельности (ВКД) космонавта.

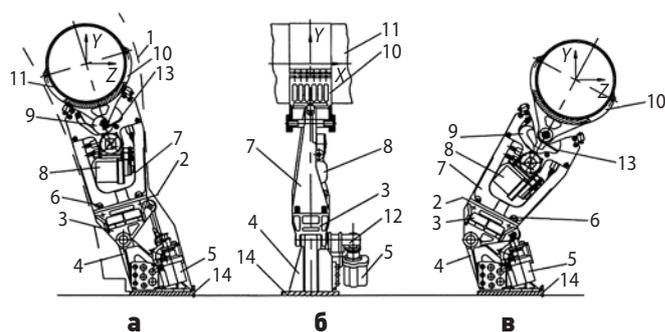
В случае отказа приводов БМ в незафиксированном, произвольном положении звеньев возможно, его безимпульсное отделение по корневому узлу, после чего все опоры возвращаются в транспортировочное положение по обычному алгоритму. Если манипулятор уложен на опоры, но не выполняется команда на фиксацию какого-либо звена манипулятора или на поворот какой-либо опоры, первоначально анализируются возможности справиться с аварией с помощью ручных приводов. Если это не получается – возможно отделение манипулятора одновременно по всем четырём опорам вместе с отделяемыми частями этих опор. Предусмотрена также возможность отделения верхних частей тех ложементов, которые в аварийной ситуации не возвращаются в рабочее положение. Плоскость разделения выбрана таким образом, что после аварийной операции отделения створки ОПГ могут закрыться при любом положении опор.

4. Особенности проектно-конструкторских решений

Опоры СКБМ – корневой узел и ложементы – включают несущие корпуса, на которых установлены механизмы поворота, фиксации, узлы аварийного разделения, электрического сопряжения, компоненты системы обеспечения теплового режима (СОТР) и датчики информационного обеспечения (рисунки 2 и 3).

Особенности конструкции опор определялись, с одной стороны, параметрами БМ, с другой – конструкцией и свойствами планера (разработчик НПО «Молния»). Трёхзвенный манипулятор имеет массу около 380 кг, причём распределение его массы по длине неравномерное, характеристика жёсткости при изгибе нелинейна, а жёсткость при кручении очень высока. Поэтому при выборе параметров приводов и других элементов опор, взаимодействующих со звеньями манипулятора, учитывалась возможность изгиба манипулятора в вертикальной и горизонтальной плоскостях при исключении его скручивания. Изгиб звеньев должен происходить по большому радиусу, защемление на малых базах категорически не допускалось.

В ТП ложементы должны были обеспечить возможность относительного перемещения БМ и планера в продольном направлении. Перемещения БМ в других направлениях должны быть сведены к минимуму, поскольку зона размещения опор с БМ ограничена. В частности, необходимо было полностью исключить люфт опор в крайних положениях, при действии значительных взлётно-посадочных перегрузок. Так, максимальные усилия на плечевой ложемент в направлении оси Z (рисунок 3) составляют ± 15 кН. Максимальное продольное усилие по оси X на корневой узел достигает 36,8 кН.



а – ложемент в транспортировочном положении, звено манипулятора зафиксировано в уловителе, створки отсека полезного груза закрыты (главный вид);

б – вид на ложемент из ОПГ; **в** – ложемент в рабочем положении, фрагмент укладки звена манипулятора.

1 – зона размещения ложемента в ОПГ; **2** – плоскость аварийного разделения; **3** – поворотный корпус;

4 – основание; **5** – привод поворота; **6** – крюки устройства аварийного разделения; **7** – отделяемая часть;

8 – привод фиксации; **9** – крюк механизма фиксации;

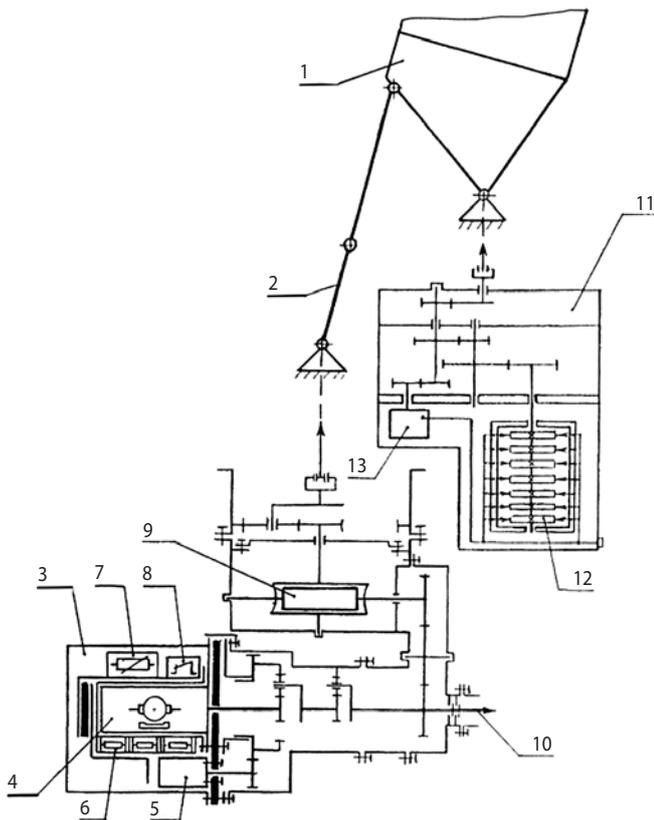
10 – бандаж; **11** – трубчатое звено манипулятора;

12 – датчик синхронизации; **13** – датчик касания;

14 – лонжерон планера.

рисунок 3. Конструктивная схема ложемента (ложемент локтевой, вид Б, рисунок 2)

Для выполнения перечисленных требований опоры выполнены в виде шарнирного 4-звенного механизма, включающего приводы поворота с кривошипно-шатунным механизмом (рисунок 4). Они позволяют существенно снизить потребный крутящий момент на валу приводов при развороте манипуляторов из ТП в РП и обратно и обеспечить надёжную фиксацию опор в ТП. Поскольку при этом кривошипно-шатунный механизм находится в «мёртвом» положении, привод оказывается разгруженным от крутящих моментов, возникающих при взлётно-посадочных перегрузках. Благодаря такой конструкции, а также малой скорости поворота опор суммарная мощность электродвигателей всех четырёх ПП не превышает 20 Вт. Время поворота из ТП в РП составляет около трёх минут.



- 1 – поворотная часть опоры;
 2 – кривошипно-шатунный механизм;
 3 – привод поворота; 4 – электродвигатель;
 5 – гистерезисный тормоз;
 6 – нагревательный элемент;
 7 – датчик температуры;
 8 – блок термореле; 9 – червячная передача;
 10 – вал ручного привода;
 11 – датчик синхронизации;
 12 – контактные группы;
 13 – потенциометрический датчик.

рисунок 4. Структурно-кинематическая схема механизма поворота опоры СКБМ

Привод поворота имеет гистерезисный тормоз (ГТ), выполняющий роль муфты предельного момента. Эта муфта обеспечивает работу электродвигателя в номинальных режимах, исключает поломку манипулятора и опор даже при аварийном заклинивании какого-либо механизма.

Обратного разворота звеньев редуктора под действием упругих сил не происходит за счёт установки на валу двигателя центробежного фрикционного тормоза (на рисунке 4 тормоз не показан), подстраховывающего при вибрациях необратимую червячную пару. Благодаря этому обеспечивается надёжность фиксации опор в ТП и РП.

Применение червячной пары решает две задачи. Во-первых, появляется возможность вывести вал ручного привода в ту сторону, где наиболее удобно

работать космонавту. Во-вторых, исключается работа электродвигателей в генераторных режимах, что особенно важно при наземной отработке. При отсутствии необратимой пары поворот опор на Земле без разгружающих устройств был бы невозможен. Вследствие того, что высоконагруженные червячные редукторы в составе космических аппаратов не применялись, во ВНИИТрансмаш был проведён большой объём экспериментальных исследований (*Вайсфельд Л.О., Конколович А.Г., 1993*).

Опоры качания корневого узла и ложементов выполнены на цилиндрических подшипниках скольжения с тканевым покрытием. Шарниры кривошипно-шатунного механизма представляют собой сферические подшипники скольжения, исключившие работу шатуна на изгиб и кручение.

Поворотный корпус ложемента состоит из двух частей: неотделяемой (в неё встроены узлы аварийного разделения, ПП, панели электроразъёмов, датчик синхронизации, датчики конечных положений механизма поворота) и отделяемой. В верхней части отделяемого поворотного корпуса встроены уловитель ручки бандажа манипулятора, механизм фиксации с датчиками крайних положений, датчик касания и регулируемые упоры, контактирующие с бандажом.

Уловитель выполнен в виде двух поверхностей, образующих угол (створ), раскрытый для попадания в него ручки бандажа. Геометрия уловителя выбрана с учётом погрешностей позиционирования звеньев манипулятора над ложементом и возможных деформаций бимса планера. Попадание ручки бандажа в уловитель происходит при первоначальном несовпадении их осей симметрии в пределах ± 20 мм (на рисунке 3 показан идеальный случай, когда погрешность укладки манипулятора равна нулю).

Ручка бандажа для снижения сопротивления движению по поверхностям уловителя установлена на подшипниках качения. Качение ручки осуществляется по одной из двух закреплённых на ложементе титановых пластин, образующих створ уловителя, изготовленного из алюминиевого сплава. До минимума сведено сопротивление перемещению от датчика касания, который представляет собой двуплечий рычаг. Длинное плечо перекрывает створ уловителя и взаимодействует с конечными выключателями.

Механизм фиксации выполнен в виде крюка со сферической внутренней поверхностью, установленного на кривошипе на сферических подшипниках. Параметры кривошипно-шатунного механизма фиксации и других взаимодействующих элементов выбраны с таким расчётом, чтобы после срабатывания датчика касания ручка бандажа непременно

попадала в зону ометания крюка и подтягивалась к регулируемым упорам. Привод фиксации при этом преодолевает упругое сопротивление звена манипулятора.

Поверхности упоров имеют сферическую форму, исключаящую защемление трубы манипулятора. Их регулировка происходит непосредственно на планере при монтаже манипулятора на опоры СКБМ. Непосредственно на планере осуществляется и регулировка положения бандажа на манипуляторе. Это позволяет обеспечить геометрическую совместимость манипулятора, бимса и опор, несмотря на погрешности их изготовления.

Аварийное разделение происходит за счёт энергии пружин сжатия, освобождаемой после разворота четырёх крюков, стягивающих отделяемую и неотделяемую части поворотных корпусов опор. Разворот осуществляется титановыми торсионными, заделка которых освобождается электродетонаторами. Таким образом, непосредственно на отделяемые части газы не действуют. Крюки механизмов разделения после их отбрасывания надёжно фиксируются, исключая рикошет.

Разделение разрывных плат транзитного кабеля БМ происходит с помощью собственного пиромеханизма на основе электродетонатора.

Активные элементы СОТР представляют собой проволочные нагреватели с включенными в их цепь тепловыми реле. Они обеспечивают автоматический подогрев коллекторного двигателя и гистерезисного тормоза.

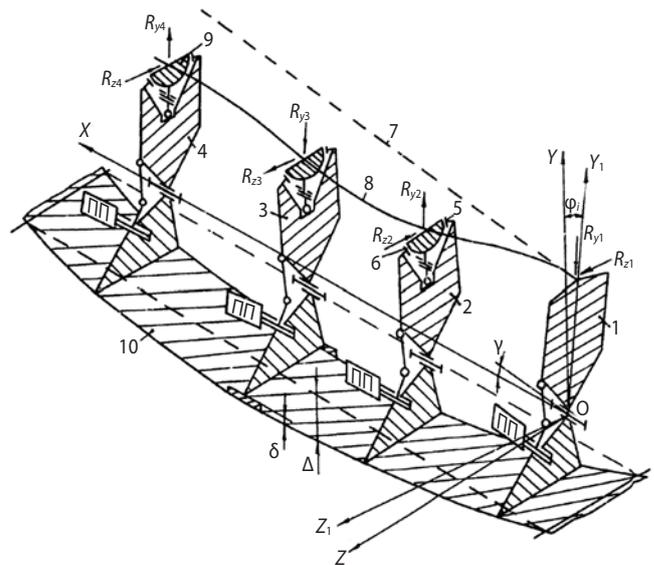
Блок управления СКБМ состоит из коммутаторов приводов поворота корневого узла и ложементов, коммутаторов приводов фиксации ложементов, блоков синхронизации, защиты, квитирования команд и формирователя импульсов. Все платы размещены в едином герметичном контейнере, который устанавливается на термостатированной плите в ОПГ. Синхронизация поворота опор реализуется путём выключения электродвигателя «забегающей» опоры по сигналам датчика синхронизации (Абрамов Л.С., Бардукова О.И., Кляцкин Д.Я. и др., 1986). Максимальный угол рассогласования опор – 2° . По некоторым данным можно считать, что синхронизация поворота опор аналогичной системы американских шаттлов обеспечивается механическими связями, что, конечно, увеличивает её массу.

СКБМ была одной из немногих систем, полностью удовлетворяющей жёстким требованиям ТЗ по массе благодаря исследованиям напряжённо-деформированного состояния корпусных деталей сложной пространственной конфигурации с помощью собственных математических моделей, разработанных С.Ф. Борисовым на основе метода конечных элементов.

5. Расчётно-теоретический анализ комплекса «бимс планера – СКБМ – БМ»

В расчётной модели (Волов В.А., 1996), СКБМ с сопряжённым манипулятором рассматривалась как механическая система с распределёнными параметрами, закреплённая на бимсе с изменяемой геометрией (рисунок 5). Помимо указанных выше прогибов, учитывались погрешности монтажа и наладки СКБМ, которые включали несоосность и непараллельность осей поворота опор, а также отклонения опор от номинального положения на уровне продольной оси манипулятора. Эти параметры контролировались при монтаже опор на планере, а допустимые значения этих параметров определялись инструкцией по монтажу.

Наличие указанных факторов, с учётом переменной величины передаточного отношения кривошипно-шатунного механизма (рисунок 4), даёт множество вариантов деформаций упругой системы «СКБМ – БМ». Задача расчёта заключалась в анализе этих вариантов с точки зрения обеспечения надёжного выполнения



XYZ – неподвижная система координат, связанная с несущими корпусами опор СКБМ; $X_1Y_1Z_1$ – система координат, связанная с поворотными частями опор СКБМ; ϕ_i – угловое положение опор; Δ – прогиб бимса; δ, γ – погрешности монтажа опор на бимсе; R_{yi}, R_{zi} – реакции взаимодействия опор СКБМ с бортовым манипулятором; ПП – привод поворота.

1 – узел корневой; 2, 3, 4 – ложементы плечевой, локтевой и кистевой соответственно; 5, 6 – регулируемые упоры уловителя ложемента; 7, 8 – недеформированная и деформированная ось манипулятора; 9 – бандаж манипулятора; 10 – посадочная плоскость бимса планера.

рисунок 5. Расчётная схема взаимодействия многоопорной системы орбитального корабля с манипулятором

операций поворота опор СКБМ, крутящий момент приводов которых ограничивался буксованием ГТ.

Для параметризации монтажных погрешностей использовались системы координат, привязанные к осям качания опор и связанные с их поворотными частями, а также системы координат, связанные со звеньями бортового манипулятора, что позволяло использовать при расчетах метод матриц, подобный расчётам позиционирования звеньев в манипуляционных системах. В данном случае элементами матриц перехода между системами координат являлись прогибы бимса и монтажные параметры. Соответствующее матричное уравнение для определения поперечных деформаций упругой системы имеет вид:

$$M_{\Delta i} = (M_{E1})_i^{-1} (M_{E0})_i,$$

где $M_{\Delta i}$ – матрица поперечных деформаций манипулятора; $(M_{E0})_i$ – матрица, определяющая координаты опор на уровне продольной оси манипулятора; $(M_{E1})_i$ – матрица, определяющая координаты звеньев манипулятора; $i=1..4$ – номер опоры.

Исходя из схемы деформаций силовой анализ упругодеформированного состояния системы «СКБМ – БМ» был выполнен с помощью системы уравнений:

$$\begin{cases} R_y = A_y^{-1} \cdot \Delta y_i, \\ R_z = A_z^{-1} \cdot \Delta z_i, \\ M = A_\alpha^{-1} \cdot \Delta \alpha_i, \end{cases}$$

где R_y, R_z, M – матрицы сил, действующих по осям y_i, z_i и моментов кручения манипулятора в сечениях сопряжения с опорами СКБМ; A_y, A_z, A_α – матрицы коэффициентов податливости; $\Delta y_i, \Delta z_i, \Delta \alpha_i$ – матрицы изгибных деформаций и деформаций кручения манипулятора.

Расчётный анализ показал гарантированное выполнение операций поворота опор СКБМ с бортовым манипулятором для всех схем прогибов бимса с учётом монтажных отклонений. Корректность расчётных методов была подтверждена при проведении испытаний СКБМ с БМ с имитацией прогибов бимса на полигоне ВНИИТрансмаш (рисунок 6).

6. Наземная экспериментальная отработка СКБМ

Наземная экспериментальная отработка СКБМ выполнялась в соответствии с Программой обеспечения надёжности (ПОН) и Комплексной программой экспериментальной отработки (КПЭО). КПЭО включала испытания макетов, узлов системы СКБМ в целом и комплекса «бимс ОК – СКБМ – БМ». Все виды электрических, механических, ресурсных термовакuumных испытаний, включая аварийное разделение опор с имитацией условий хранения, транспортировки и эксплуатации СКБМ на полигоне, при пусках и в орбитальных полётах (предполагалось до 100 по-

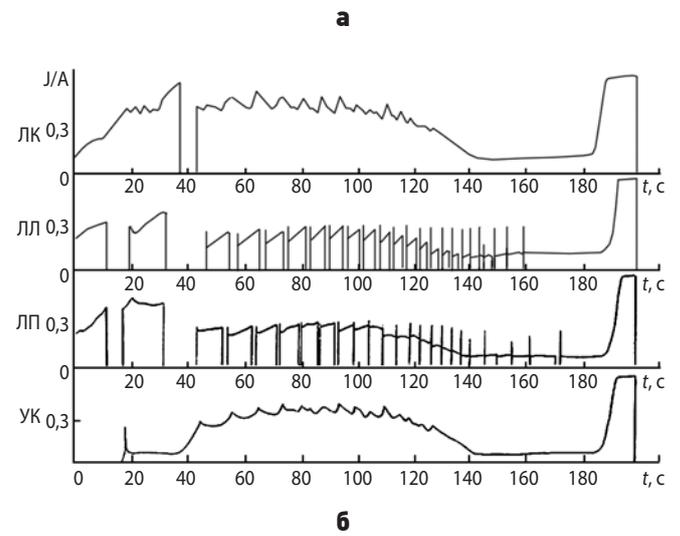


рисунок 6. Испытания СКБМ с бортовым манипулятором при имитации прогибов бимса на полигоне ВНИИТрансмаш (а) и осциллограмма токов приводов поворота опор при переводе СКБМ из РП в ТП (б)

лётот и межполётных проверок) были выполнены во ВНИИТрансмаш на собственном оборудовании. Часть этого оборудования разработана и изготовлена специально для СКБМ.

Так, на стенде «Основа» проводилось тензометрирование опор с помощью многоканальной тензометрической системы СИИТ-3. Это позволило оценить корректность расчётной модели напряжённо-деформированного состояния ключевых корпусных деталей. В частности, коэффициенты запаса по статической прочности при максимальных нагрузках составили для корневого узла – 2; для ложементов – 1,5.

Термовакuumные испытания узлов СКБМ (руководитель группы Л.О. Вайсфельд, сотрудники лаборатории: М.В. Абросимов, Р.А. Бараненко, Н.А. Городецкая, А.М. Капитонов и другие) были проведены в профильной лаборатории на ресурс 100 полётов с реализацией всех движений механизмов опор СКБМ.

Помимо испытаний, сотрудники термовакuumной лаборатории (начальник И.И. Розенцвейг) в разветвлённой кооперации обеспечила разработку смазочных материалов, а также специальных подшипников скольжения (руководитель группы В.М. Тарасов, инженер Н.З. Дудницын). Так, в кооперации с ВИАМ для опор СКБМ были разработаны подшипники скольжения из титановых сплавов с трёхслойным твёрдосмазочным покрытием. Это обеспечило работоспособность шарниров при действии на опоры



Сидят: первый ряд: А.Г. Конколович, С.А. Владыкин, М.И. Маленков; второй ряд: А.В. Воробьёв, В.Т. Рыданов (РКК «Энергия»), Е. Панин (РКК «Энергия»).

Стоят: первый ряд: А.В. Мирошниченко, В.П. Мищенко, В.А. Волов; второй ряд: В.В. Гринёв, П.Н. Бродский, В.Г. Марагин, Л.Н. Крылов; третий ряд: Д.Я. Кляцкин, И.В. Клестова; последний ряд: П.Б. Кашеев (РКК «Энергия»), В.Г. Савин (ЦНИИ РТК), А.В. Сучков.

рисунок 7. Группа сотрудников ВНИИТрансмаш – участников разработки СКБМ для ОК «Буран» на полигоне института в Горелово (1992)

низкочастотных нагрузок. Была освоена технология создания подшипников скольжения на основе полифеноаримидной ткани, которые обладают значительным ресурсом при нагрузках до 8 кгс/мм² и температурах от минус 150 до 350°С.

Для имитации вибрационных, ударных воздействий на опоры использовался стенд G-0310 и специальные ударные установки (начальник лаборатории Р.Д. Тетельбаум, ведущий научный сотрудник Г.С. Жартовский). Низкочастотные циклические испытания на усталость удалось организовать на базе машины испытаний на кручение, которая была приобретена для отработки титановых торсионов подвески планетоходов (сотрудники отдела № 52 Б.В. Гладких, А.И. Егоров).

Свой вклад в создание и отработку СКБМ внесли: Н.Е. Бечвай, А.Н. Богачев, А. Боровков, А.В. Васкин, В.Л. Горбунов, В.М. Ивашевская, В.А. Козырев, Е.А. Лазарев, В.А. Никольченко, Н.А. Переверзев, В.Н. Плохих, Л.В. Соловьева, И.Е. Шепель, С.А. Шепель и другие специалисты (рисунок 7).

закключение

Создание системы крепления и развертывания бортовых манипуляторов орбитального корабля «Буран» пополнило отечественный научно-технический за-

дел по многократным орбитальным космическим аппаратам. Некоторые новые технические решения в части схем приводов и механизмов, материалов, покрытий и технологий обеспечения длительного ресурса пар трения СКБМ были использованы во ВНИИТрансмаш при создании приводов трёхосной стабилизированной платформы (ТСП) станции «МАРС-96», платформы точного наведения «Ориентатор» орбитальной станции «Мир» и целого ряда ходовых макетов планетоходов.

Сегодня вновь актуальны темы освоения Луны, строительства орбитальных и лунных баз. Технические решения, технологии и методики, отработанные при создании одной из систем ОПГ орбитального корабля, представляют не только исторический интерес, они могут быть полезны специалистам при создании новой космической техники.

список литературы

Абрамов Л.С., Бардукова О.И., Кляцкин Д.Я. и др. Устройство для синхронного вращения валов электродвигателей постоянного тока // А.с.1305820. СССР МКИ Н 02 Р/68. 1986.

Вайсфельд Л.О., Конколович А.Г., Маленков М.И. Исследование КПД червячной передачи в вакууме // Вестник машиностр. 1993. № 3. С. 16-18.

Волов В.А. Исследование автоматической многоопорной системы орбитального корабля // Вестник трансп. машиностр. 1996. № 3. С. 74-77.

Маленков М.И. О некоторых трибологических проблемах при создании СКБМ ОК «Буран» // Труды конф. «Машины, технологии и материалы». ИМАШ им. А.А. Благоднарова РАН. 2013. С. 58.

Маленков М.И. Создание СКБМ ОК «Буран» // Вестник транспортного машиностроения. 1996. № 3. С. 68-74.

Hardee J.H. The Space Shuttle Orbiter Remote Manipulator Positioning Mechanism // Space Shuttle Tech Conf., Lyndon B. Johnson Space Center, Houston, Texas, June 28-30, 1983. P. 883-891.

Malenkov M., Vladykin S., Volov V. Attachment and Deployment System for On-Board Manipulators of the «Buran» // Proc. of the 4th ECPD Int. Conf. on Adv. Robotics, Intelligent Autom. and Active Systems. 1998. P. 422-426.

URL: [html; https://bigpicture.ru/?p=735](https://bigpicture.ru/?p=735) (дата обращения: 01.02.2020).

URL: <https://kiri2ll.livejournal.com/595914> (дата обращения: 01.02.2020).

Статья поступила в редакцию 04.02.2020

Статья после доработки 04.02.2020

Статья принята к публикации 04.02.2020

КОМПЬЮТЕРНАЯ ПРОГРАММА ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК СУБАПЕРТУРНЫХ АФАР, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В КОСМИЧЕСКИХ РАДИОЛОКАТОРАХ С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ

COMPUTER PROGRAM FOR MODELING SPACE SYNTHETIC APERTURE RADAR ACTIVE PHASED ARRAY ANTENNA CHARACTERISTICS



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



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



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



А.А. Прилуцкий¹,
доктор физико-
математических наук,
niidar2011@yandex.ru;
A.A. Prilutskiy

Разработана модель субапертурной активной фазированной антенной решётки, предназначенной для бортовой аппаратуры радиолокаторов с синтезированной апертурой космического базирования. Приведены соотношения, позволяющие рассчитывать параметры элементов, управляющих её диаграммой направленности, – фазовращателей, аттенюаторов и линий задержки. Дано описание меню программного комплекса, предназначенного для моделирования характеристик решётки в номинальном режиме, а также при отказах в управляющих элементах и деформации антенного полотна.

Ключевые слова: радиолокатор с синтезированной апертурой; активная фазированная антенная решётка; диаграмма направленности антенны.

DOI: 10.26162/LS.2020.47.1.007

ВВЕДЕНИЕ

В современных космических системах радиовидения выполняется дистанционное зондирование земной поверхности с помощью радиолокаторов с синтезированной апертурой (РСА), размещённых на косми-

Computer program for modeling space synthetic aperture radar active phased array antenna characteristics was derived. Calculation equations for parameters of devices that make control of array factor form and angular direction (phase shifters, attenuators and delay lines) were presented. Menu of program complex for modeling of array characteristics at nominal situations, when control elements failed and aperture deformed is described.

Key words: space mounted synthetic aperture radar; active phased array antenna; array factor.

ческих аппаратах (Curlander J.C., McDonough R.N., 1991; Верба В.С. и др., 2010; Радиолокационные системы..., 2008). В РСА космического базирования используются различные режимы наблюдения земной

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

поверхности. Для их реализации приходится применять сканирующие активные фазированные антенные решётки (АФАР) с большим числом излучающих элементов и приёмопередающих модулей – единицы и даже десятки тысяч. Для упрощения схемно-конструктивной реализации решётки и уменьшения числа управляющих элементов её проектируют по субапертурному принципу (Волченков А.С. и др., 2018; Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С., 2018).

Угловое сканирование диаграммой направленности (ДН) АФАР выполняется путём задания необходимого фазового распределения сигнала несущей частоты на излучателях с помощью дискретных фазовращателей (Марков Г.Т., Сазонов Д.М., 1975; Скобелев С.П., 2010; Hansen R.C., 2001; Воскресенский Д.И. и др., 2003). Вопросы, связанные с формированием заданных зон засветки земной поверхности, рассмотрены в работах (Юскевич И.А., Тепляков В.Д., Петров А.С., 2017; Петров А.С., Прилуцкий А.А. Проекция диаграммы..., 2017). Для подавления уровня боковых лепестков ДН на входах излучателей формируется специальное распределение амплитудного возбуждения с использованием многоуровневых аттенуаторов. Кроме того, в РСА применяется широкополосный сигнал с линейной частотной или фазово-кодовой модуляцией несущей частоты. И если апертура антенны имеет большие габаритные размеры, то для уменьшения искажения таких сигналов при прохождении их через антенно-фидерный тракт приходится в отдельных фрагментах АФАР устанавливать линии задержки, компенсирующие временной сдвиг сигнала. Необходимо также учитывать влияние на ДН решётки ошибок установки дискретов относительно номинальных значений параметров управляющих элементов (УЭ) – фазовращателей (ФВ), аттенуаторов (АТТ) и линий задержки (ЛЗ), а также возникновения отказов в отдельных дискретах и их группах, наконец, отказов нескольких модулей решётки и отдельных субапертур. Отметим также, что при эксплуатации АФАР в условиях космического пространства возникают механические деформации антенного полотна, приводящие к искажению формы ДН и отклонению её максимума от заданного углового направления (Петров А.С., Прилуцкий А.А. Влияние механических деформаций..., 2017; Прилуцкий А.А., Сидорчук Е.А., Петров А.С., 2017).

При проектировании АФАР следует предварительно провести углублённый анализ её характеристик в различных режимах работы, а при эксплуатации в составе аппаратуры РСА необходимо постоянно формировать и подавать на её УЭ соответствующие команды, обеспечивающие требуемый режим сканирования ДН решётки и её характеристики.

Цель статьи – разработка модели и программного комплекса для расчёта параметров УЭ сканирующей

субапертурной АФАР, предназначенной для РСА космического базирования, и анализ угловой зависимости её ДН в номинальном режиме и при возникновении отказов в отдельных дискретах УЭ, модулях и субапертурах, а также при деформации антенного полотна.

1. Модель АФАР

Будем моделировать ДН решётки, сформированной из модулей антенных (МА), или субрешёток (СБР), фазовые центры которых в общем случае могут располагаться в нерегулярной треугольной сетке узлов, как, например, в АФАР космического радиолокатора с синтезированной апертурой Cosmo-Sky-Med (URL: <http://terraview.ru/articles/15/cosmo-sky-med>), рисунок 1.

Каждый МА представляет собой решётку, состоящую из модулей антенных одиночных (МАО), фазовые центры которых находятся в прямоугольной сетке узлов. Наконец, каждый МАО, в свою очередь, может состоять из нескольких синфазно возбуждаемых элементарных излучателей, например, волновооднощелевых или микрополосковых (МПИ).

Приведём основные соотношения для расчёта ДН такой решётки, основанные на геометро-оптической модели её функционирования. Если заданы положения фазовых центров N парциальных излучателей, формирующих АФАР, векторные комплексные нормированные характеристики направленности (ВХН) $F_n(\theta, \varphi)$ каждого из них и комплексные амплитуды возбуждения A_n , то нормированную диаграмму направленности решётки в рамках геометро-оптического приближения можно рассчитать с помощью формулы (Марков Г.Т., Сазонов Д.М., 1975)

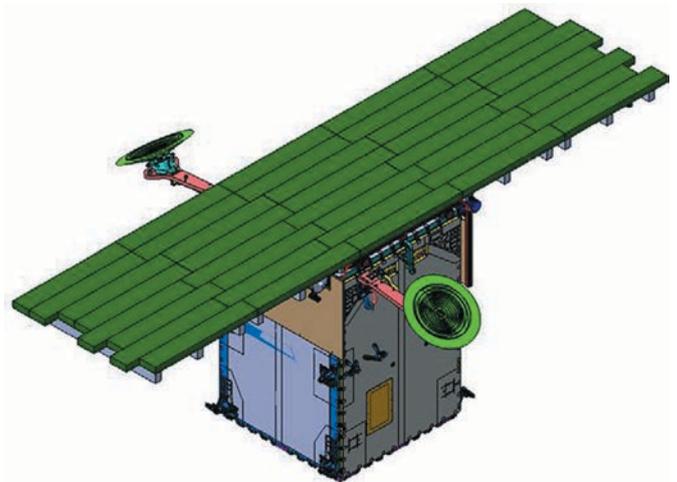


рисунок 1. Антенная решётка, сформированная из субапертур, расположенных в нерегулярной треугольной сетке узлов

$$\mathbf{F}(\theta, \varphi) = \left(\sum_{n=1}^N \dot{A}_n \mathbf{F}_n(\theta, \varphi) \exp(-jk\mathbf{r}_n \mathbf{e}_r) \right) / \sum_{n=1}^N |\dot{A}_n|, \quad (1)$$

где \dot{A}_n – комплексные амплитуды возбуждений излучателей; $k=2\pi/\lambda=(2\pi/\lambda_0)(f/f_0)$ – волновое число; λ , λ_0 и f , f_0 – текущие и центральные (в рабочем диапазоне) значения длин волн и частот соответственно; \mathbf{r}_n – радиус-вектор, определяющий положение n -го излучателя на апертуре; $\mathbf{e}_r(\theta, \varphi)$ – единичный вектор в сферической системе координат, который задаёт угловое направление в пространстве.

При сканировании максимума ДН в направлении, определяемом углами (θ_0, φ_0) и соответственно единичным вектором $\mathbf{e}_{r0}=\mathbf{e}_r(\theta_0, \varphi_0)$, выражение для ДН принимает следующий вид:

$$\mathbf{F}(\theta, \varphi) = \left(\sum_{n=1}^N B_n \mathbf{F}_n(\theta, \varphi) \exp(-jk\mathbf{r}_n(\mathbf{e}_r - \mathbf{e}_{r0})) \right) / \sum_{n=1}^N B_n. \quad (2)$$

Здесь B_n – амплитудные коэффициенты аподизации, с помощью которых формируется заданный уровень боковых лепестков ДН.

ВХН любой антенны в дальней зоне излучения выражается через произведение трёх сомножителей

$$\mathbf{F}(\theta, \varphi) = F(\theta, \varphi) \mathbf{p}(\theta, \varphi) \exp[j\Phi(\theta, \varphi)],$$

которые определяют её амплитудную $F(\theta, \varphi)$, поляризационную $\mathbf{p}(\theta, \varphi)$ и фазовую $\exp[j\Phi(\theta, \varphi)]$ характеристики соответственно.

При большом числе излучателей N и векторном характере $\mathbf{F}(\theta, \varphi)$ суммирование по формуле (1) становится трудоёмкой в вычислительном отношении процедурой – даже при использовании ЭВМ. Поэтому для предварительной оценки характеристик ДН решётки целесообразно обратиться к упрощённым формулам, полученным в литературе для планарных АФАР, характеризующихся тем, что фазовые центры их излучателей располагаются в прямоугольной и треугольной сетках. Рассматриваемая решётка как раз и относится ко второму типу.

Нормированная ДН множителя решётки АФАР с излучателями, расположенными в прямоугольной сетке координат, главный лепесток ДН которой ориентирован в направлении, заданном углами θ_0 и φ_0 , определяется с помощью следующего выражения (Марков Г.Т., Сазонов Д.М., 1975; Скобелев С.П., 2010; Hansen R.C., 2001; Воскресенский Д.И. и др., 2003):

$$F_n = \left\{ \frac{1}{N_x} \frac{\sin(N_x \frac{\Psi_x}{2})}{\sin(\frac{\Psi_x}{2})} \right\} \left\{ \frac{1}{N_y} \frac{\sin(N_y \frac{\Psi_y}{2})}{\sin(\frac{\Psi_y}{2})} \right\}, \quad (3)$$

Здесь $\Psi_x = kd_x \sin\theta \cos\varphi + \beta_x = kd_x u + \beta_x$, $\Psi_y = kd_y \sin\theta \sin\varphi + \beta_y = kd_y v + \beta_y$;

$$\beta_x = -kd_x \sin\theta_0 \cos\varphi_0 = -kd_x u_0, \quad \beta_y = -kd_y \sin\theta_0 \sin\varphi_0 = -kd_y v_0,$$

где $k=2\pi/\lambda$, λ – длина волны в вакууме; N_x , N_y , d_x , d_y – число излучателей, располагающихся вдоль осей x и y , и расстояния между ними вдоль этих осей.

Структура АФАР такова, что она состоит из модулей антенных, или субапертур. Причём её можно разбить на две одинаковые, но сдвинутые на вектор $\Delta\mathbf{r}=0.5L_{x, \text{ОИ}}\mathbf{e}_x + L_{y, \text{МА}}\mathbf{e}_y$ подрешётки, с излучателями, расположенными в прямоугольной сетке, где $L_{x, \text{ОИ}}$ и $L_{y, \text{МА}}$ – размеры одиночного излучателя (ОИ) и МА по осям x и y соответственно. Если МА находятся в регулярной треугольной сетке узлов, то результирующая ДН определится следующим образом:

$$F_{\text{АП}} = F_{\text{ОИ}} F_{\text{МА}} F_{\text{АП/2}} \{1 + \exp[-jk\Delta\mathbf{r}(\mathbf{e}_r - \mathbf{e}_{r0})]\} / 2,$$

где парциальные ДН: $F_{\text{ОИ}}$ – одиночного излучателя; $F_{\text{МА}}$ – модуля антенного; $F_{\text{АП/2}}$ – разреженной вдвое по оси y решётки с прямоугольной сеткой, в которой расстояния между элементами равны $L_{x, \text{МА}}$ и $2L_{y, \text{МА}}$. Множитель $\{1 + \exp[-jk\Delta\mathbf{r}(\mathbf{e}_r - \mathbf{e}_{r0})]\} / 2$ учитывает сложение ДН двух половин антенной решётки (АР) с учётом фазового сдвига между ними.

В том случае, когда сетка узлов, в которой располагаются субапертуры, нерегулярна и определены ДН F_i , формируемые отдельными строками, результирующую ДН решётки можно рассчитать с помощью следующего выражения:

$$F_{\text{АП}} = \frac{F_{\text{ОИ}}}{N_{\text{стр}}} \sum_{i=1}^{N_{\text{стр}}} F_i \exp(j\Phi_i),$$

где $N_{\text{стр}}$ – число строковых СБР; $\Phi_i = -2\pi[(\delta_{xi}/\lambda)(u - u_0) + (\delta_{yi}/\lambda)(v - v_0)]$; δ_{xi} и δ_{yi} – сдвиги между строками по осям x и y соответственно.

При амплитудной аподизации возбуждений излучателей простая формула (3) становится неприменимой. В этом случае для оценки ДН можно поступить следующим образом. Рассмотрим линейный излучатель, на котором амплитуда возбуждений распределена по функции косинуса на пьедестале:

$$s(a, L, x) = \{1 + a \cos[2\pi(x/L - 0.5)]\} / (1 + a), \quad (4)$$

где a – коэффициент аподизации, изменяющийся от 0 до 1; L – длина решётки; x – текущее значение продольной координаты. Выполняя прямое преобразование Фурье от функции (4), несложно убедиться в том, что ДН линейного излучателя с таким продольным распределением амплитуд возбуждающих сигналов можно определить с помощью следующего соотношения:

$$F(a, u') = \text{sinc}(\pi u') - a \frac{u' \sin(\pi u')}{\pi(u'^2 - 1)}, \quad (5)$$

где $u' = (L/\lambda)u$. При $u'=1$ неопределённость типа ноль, поделённый на ноль, в дроби, стоящей в правой части (5), снимается, давая значение $(-1/2)$.

В отличие от формулы (3), соотношение (5), однако, не описывает интерференционные лепестки ДН при их наличии в физически наблюдаемой угловой области. Их можно восстановить, воспользовавшись соотношением

$$F(a, \Delta u, u') = \sum_{n=-\infty}^{\infty} F(a, u' - n\Delta u), \quad (6)$$

где $\Delta u = (d/\lambda)^{-1}$. Оно оказывается справедливым, поскольку спектр функции с дискретными отсчетами становится периодическим, причём с шагом, равным обратной величине от интервала между отсчётами. В качестве такового в данном случае выступает шаг решётки, отнесенный к длине волны. При суммировании в (6) достаточно ограничиться компонентами, которые описывают ДН лишь в физически наблюдаемой области углов, в которой $|u - n\Delta u| \leq 1$. Расчёт ДН решётки с прямоугольной сеткой узлов, в которых располагаются излучатели, можно провести с помощью следующего соотношения:

$$F_{\text{ПР}}(a_x, a_y, \Delta u, \Delta v, u', v') = F(a_x, \Delta u, u') F(a_y, \Delta v, v'),$$

в котором a_x, a_y – коэффициенты амплитудной аподизации по осям x и y ; $\Delta u = (d_x/\lambda)^{-1}$, $\Delta v = (d_y/\lambda)^{-1}$, $v' = (L/\lambda)v$.

В проектируемой антенной решётке выполняется фазово-временное управление сканированием ДН. При заданном направлении ДН (θ_0, φ_0) вначале рассчитываются фазовые набег волны до центров всех субапертур МА

$$\Phi_{\text{фцс}}^p = 2\pi \mathbf{e}_{r0} \mathbf{r}_{\text{фцс}}^p / \lambda_0,$$

где $\mathbf{r}_{\text{фцс}}^p$ – вектор, определяющий фазовый центр субапертуры (фцс) с номером $p=1, 2, \dots, N_{\text{МА}}$. Затем целое число таких набегов компенсируется последовательно включёнными коммутируемыми меандровыми линиями с длинами $l_k = \lambda_0 2^k$, $k=0, 1, 2, \dots, N_{\text{ЛЗ}}-1$, формирующими $N_{\text{ЛЗ}}$ -разрядную линию задержки. И, таким образом, суммарная задержка может изменяться от 0 до $(2^{N_{\text{ЛЗ}}}-1)\lambda_0$ с шагом λ_0 , или по времени от 0 до $(2^{N_{\text{ЛЗ}}}-1)\tau_0$, где $\tau_0 = 1/f_0$. Поскольку к каждому p -му МА подключается одна общая ЛЗ, то на всех его излучателях с номерами (m, n) произойдёт одинаковая задержка сигнала по фазе

$$\langle \Phi_{\text{фцс}}^p \rangle = 2\pi \langle \mathbf{e}_{r0} \mathbf{r}_{\text{фцс}}^p / \lambda_0 \rangle = 2\pi d_p,$$

где символом $\langle \rangle$ обозначена операция усреднения числа до ближайшего целого значения; d_p – целое число длин волн в центре p -й субапертуры. Фазовый набег на mn -м элементе p -й субапертуры АФАР равен

$$\Phi_{mn}^p = 2\pi \mathbf{e}_{r0} \mathbf{r}_{mn}^p / \lambda_0,$$

где \mathbf{r}_{mn}^p – вектор, описывающий положение излучателя с номером (m, n) на p -й субапертуре (МА). После компенсации на ЛЗ фазовый набег примет новое значение:

$$\Phi_{mn}^p = \Phi_{mn}^p - 2\pi d_p.$$

При некоторых углах сканирования (θ_0, φ_0) и большом размере субапертуры значение Φ_{mn}^p может, причём в несколько раз, превысить 2π . С помощью же дискретного фазовращателя можно скомпенсировать лишь фазовый набег в интервале от 0 до 2π . Поэтому вначале приходится вычесть из Φ_{mn}^p целое число 2π с помощью операции

$$k_{mn}^p = \lceil \Phi_{mn}^p / 2\pi \rceil.$$

И только полученный остаточный фазовый набег

$$\Phi_{mn}^{\prime\prime p} = \Phi_{mn}^p - 2\pi k_{mn}^p$$

компенсируется n -позиционным фазовращателем с дискретами $\Delta\varphi_k = 2\pi/(2^k)$, $k=1, 2, \dots, N_{\text{ФВ}}$. Например, при $n=6$ они равны $180^\circ, 90^\circ, 45^\circ, 22.5^\circ, 11.25^\circ, 5.625^\circ$. Итак, выполняем операцию дискретизации фазового сдвига

$$\Phi_{mn}^{\prime\prime\prime p} = \text{dig}_{(2-N_{\text{ФВ}})} \Phi_{mn}^{\prime\prime p}, \quad (7)$$

которая в (7) обозначена символом $\text{dig}_{(2-N_{\text{ФВ}})}$. Она приведёт к тому, что при сканировании ДН будет установлено приближённое значение $\Phi_{mn}^{\prime\prime\prime p}$ с точностью до минимального значения, в данном случае, $\pm 5.625^\circ$. В результате при заданном угловом направлении сканирования ДН АФАР с помощью ЛЗ и ФВ реально в рассматриваемой схеме будет сформирована суммарная фазовая задержка

$$\Delta\Phi_{mn}^p = [2\pi d_p + \Phi_{mn}^{\prime\prime\prime p}] / f_0. \quad (8)$$

Неполная (с точностью до $2\pi l$) и к тому же приближённая (с точностью до минимального дискрета ФВ) компенсация фазового сдвига приводит к ухудшению характеристик АФАР (уменьшению максимума ДН, его угловому сдвигу, повышению уровня боковых лепестков), и при моделировании это обстоятельство необходимо учитывать. Обращаясь снова к формуле (2), получаем окончательное выражение для расчёта ДН рассматриваемой АФАР при моделировании её характеристик:

$$F(\theta, \varphi, f) = [\sum_{p,m,n} B_{mn}^p \mathbf{F}_{mn}^p \exp(-j\tilde{\Phi}_{mn}^p)] / \sum_{p,m,n} B_{mn}^p, \quad (9)$$

$$\text{где } \tilde{\Phi}_{mn}^p = k \mathbf{e}_{r0} \mathbf{r}_{mn}^p - \Delta\Phi_{mn}^p.$$

В (9) суммирование ведётся по всем субапертурам и всем излучателям, которые входят в каждую из них. Как видим, ДН АФАР зависит не только от угловых переменных, но и от частоты. В принципе эта зависимость возникает из-за неполной компенсации в диаграммо-образующей схеме зависимости электрической длины $2\pi(d/\lambda)(f/f_0)$ между излучателями от частоты. Но, кроме того, приёмопередающие тракты аппаратуры характеризуются нелинейностью, и в системе неизбежно возникают ошибки фазовой

юстировки (т.е. выравнивания начальной длины) отдельных каналов.

Модель, позволяющая исследовать влияние деформаций антенного полотна на ДН АФАР, описана в (Петров А.С., Прилуцкий А.А. Влияние механических деформаций..., 2017; Прилуцкий А.А., Сидорчук Е.А., Петров А.С., 2017). Анализ влияния на ДН решётки отказов отдельных дискретов в УЭ сделан с использованием приведённых выше соотношений. В них вместо номинальных значений фазового и временного сдвига, а также вносимого затухания формируются их ошибочные значения. Полным отказам элементов соответствуют нулевые значения амплитудных множителей в формуле (9).

2. Меню программного комплекса и результаты моделирования

Разработана программа САФАР-У, реализованная в среде Microsoft Visual Studio C++ для персональной ЭВМ, позволяющая провести расчёт параметров субапертурной (СБА) антенной решётки, графически отобразить планарную и трёхмерную ДН антенны, вывести на экран значения номиналов параметров, описывающих состояния отдельных дискретов в линиях задержки, аттенуаторах и фазовращателях.

В качестве примера рассмотрим решётку, в состав которой входят 45 МА (5 по оси x и 9 по оси y). Каждый из них, в свою очередь, состоит из 96 МАО (12 по оси x и 8 по оси y). Сдвиг между МА по оси x составляет 144 мм, каждый МАО включает в себя 4 МПИ (4 по оси x и 1 по оси y), а МПИ имеет размеры 24×22 мм. Длину волны выбираем равной $\lambda=3$ см. Число МА, МАО, размеры МПИ и сдвиг по оси x между СБА указываются в левой нижней вкладке меню при активированной кнопке «Геометрия решётки», рисунок 2.

Вызывая исполнительный файл программы САФАР-У при активированной кнопке «Геометрия решётки», получаем на экране монитора меню, изображенное на рисунке 2. В левой верхней части главного окна имеется три вкладки – «Геометрия решётки», «Угловое направление ДН» (включает в себя вкладки «Сферическая система координат» и «Радиолокационная система координат») и «Отказы элементов АФАР».

В окне, расположенном в правой верхней части главного меню программы, выведено графическое изображение решётки, состоящей из 45 МА, расположенных в треугольной сетке узлов. Каждый из них обозначен своим номером, причём в соответствующем этому номеру прямоугольнике слева в двоичной системе указаны значения состояний дискретов соответствующих линий задержки, а справа – число МАО,

входящих в этот МА и имеющих при этом отказы. В нижней части рассматриваемого окна представлено изображение МАО (по умолчанию – с номером 1), состоящего из 96 одиночных излучателей – МПИ. Нажимая кнопкой мыши на любом выбранном МА, получим в нижней части окна изображения МАО, входящих в этот МА. В прямоугольнике, соответствующем каждому МАО, слева в двоичном коде указаны состояния дискретов соответствующего фазовращателя, а справа – аттенуатора.

При сдвиге между МА по оси $x=0$ вместо треугольного расположения СБА получаем обычную прямоугольную структуру, нормированная ДН которой рассчитывается по формуле (3).

Угловое направление главного лепестка ДН задаётся в левой нижней вкладке меню при активированной кнопке «Угловое направление ДН». Предусматривается возможность его задания углами в сферической системе координат (ССК) или в радиолокационной системе координат. В приведённом на рисунке 3 примере угловое направление максимума ДН задано в ССК при $\theta_0=15^\circ$, $\varphi_0=80^\circ$. В этом же меню вводятся значения коэффициента амплитудной аподизации возбуждений излучателей по функции косинуса на пьедестале, изменяющемся от 0 до 1, и коэффициента использования площади антенны. Угловая зависимость ДН решётки может отображаться в двухмерном и трёхмерном виде.

В двухмерном представлении нормированное значение коэффициента усиления отображается на оси ординат в относительных величинах и в децибелах, а абсолютное значение – только в децибелах, рисунок 3. Причём предусмотрено два варианта углового разреза 3-мерной ДН либо при фиксированном угле θ_0 и изменяющемся φ , либо при фиксированном угле φ_0 и изменяющемся угле θ . Для отображения графических окон, в которых отображаются ДН, следует активировать флажки «Фиксированный φ » и/или «Фиксированный θ ».

Для детального изучения отдельных областей графических зависимостей предусмотрена возможность изменения масштаба осей абсцисс и ординат, а также числа делений координатных сеток. Для выполнения этого действия необходимо щёлкнуть два раза левой кнопкой мыши на графической области и в открывшемся окне задать требуемые параметры.

Для проведения сравнительного анализа характеристик АФАР при различных значениях её входных параметров можно в одном графическом поле разместить несколько угловых зависимостей ДН. В этом случае после расчета ДН с предыдущими значениями входных параметров нужно нажать на вкладку «Цвет», в появившемся окне выбрать цвет кривой, ввести новые входные параметры решётки или углов

КОМПЬЮТЕРНАЯ ПРОГРАММА ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК СУБАПЕРТУРНЫХ АФАР, ИСПОЛЪЗУЕМЫХ В КОСМИЧЕСКИХ РАДИОЛОКАТОРАХ С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ

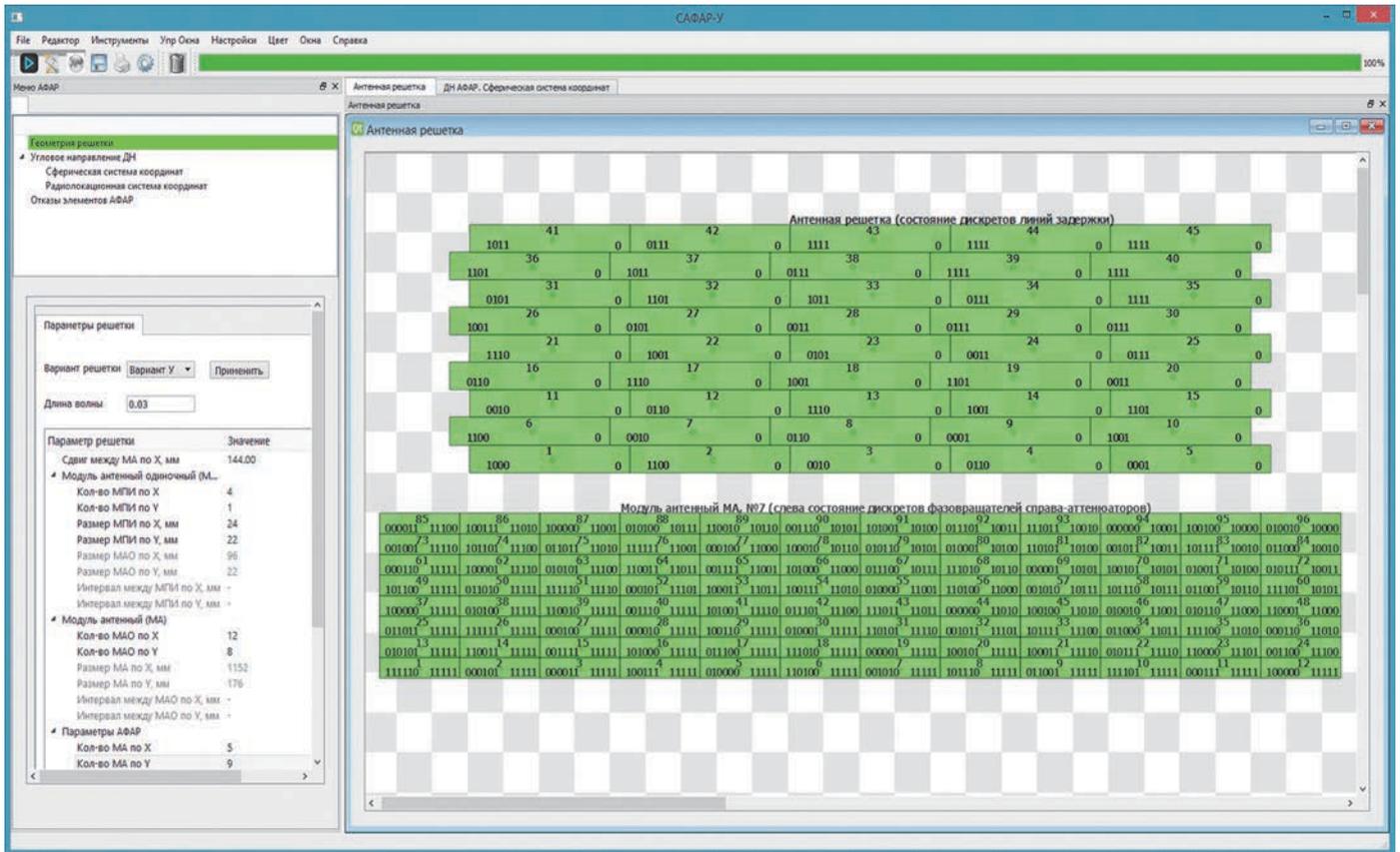


рисунок 2. Главное окно программы

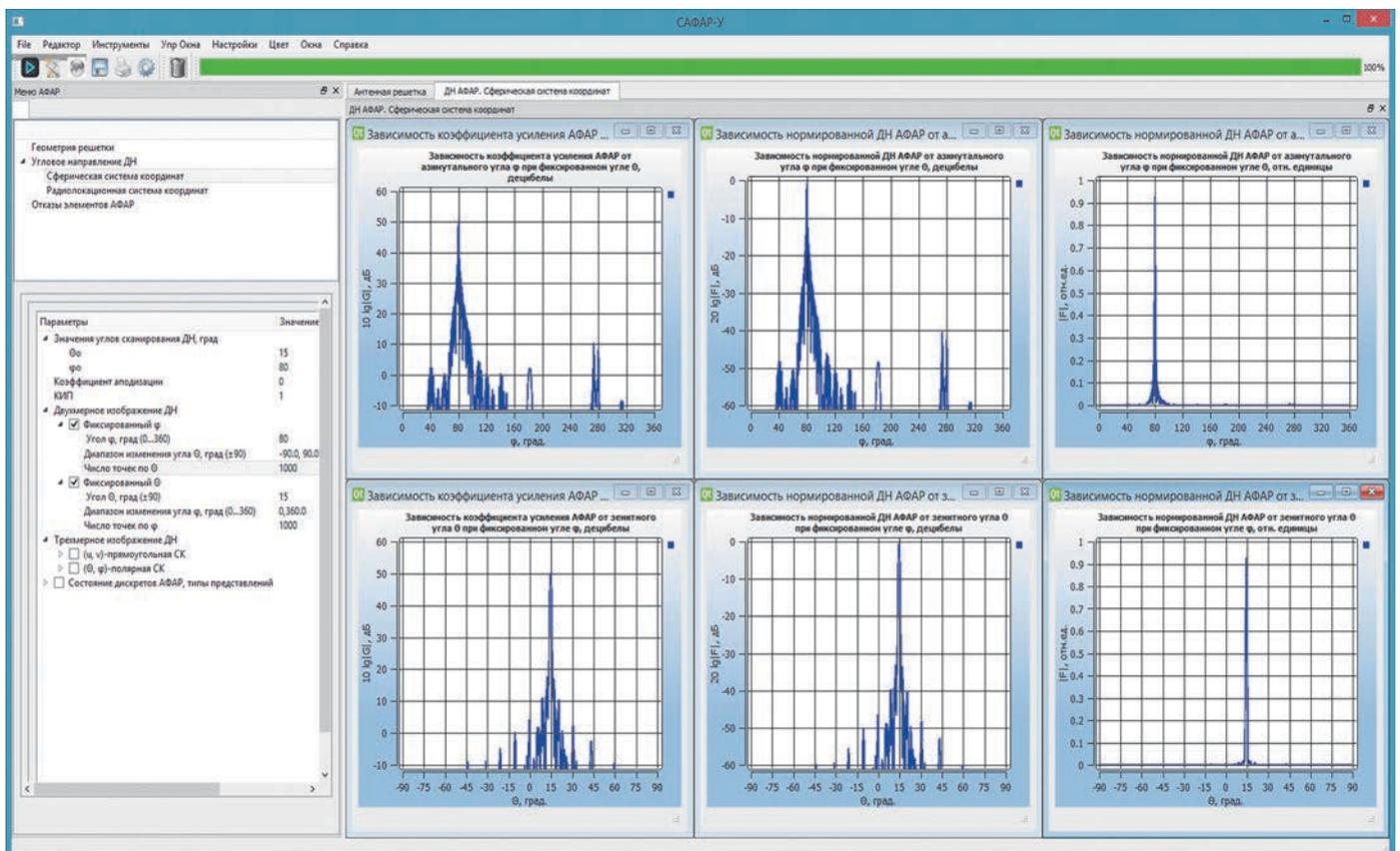


рисунок 3. Двухмерное изображение ДН и коэффициента усиления АВАР

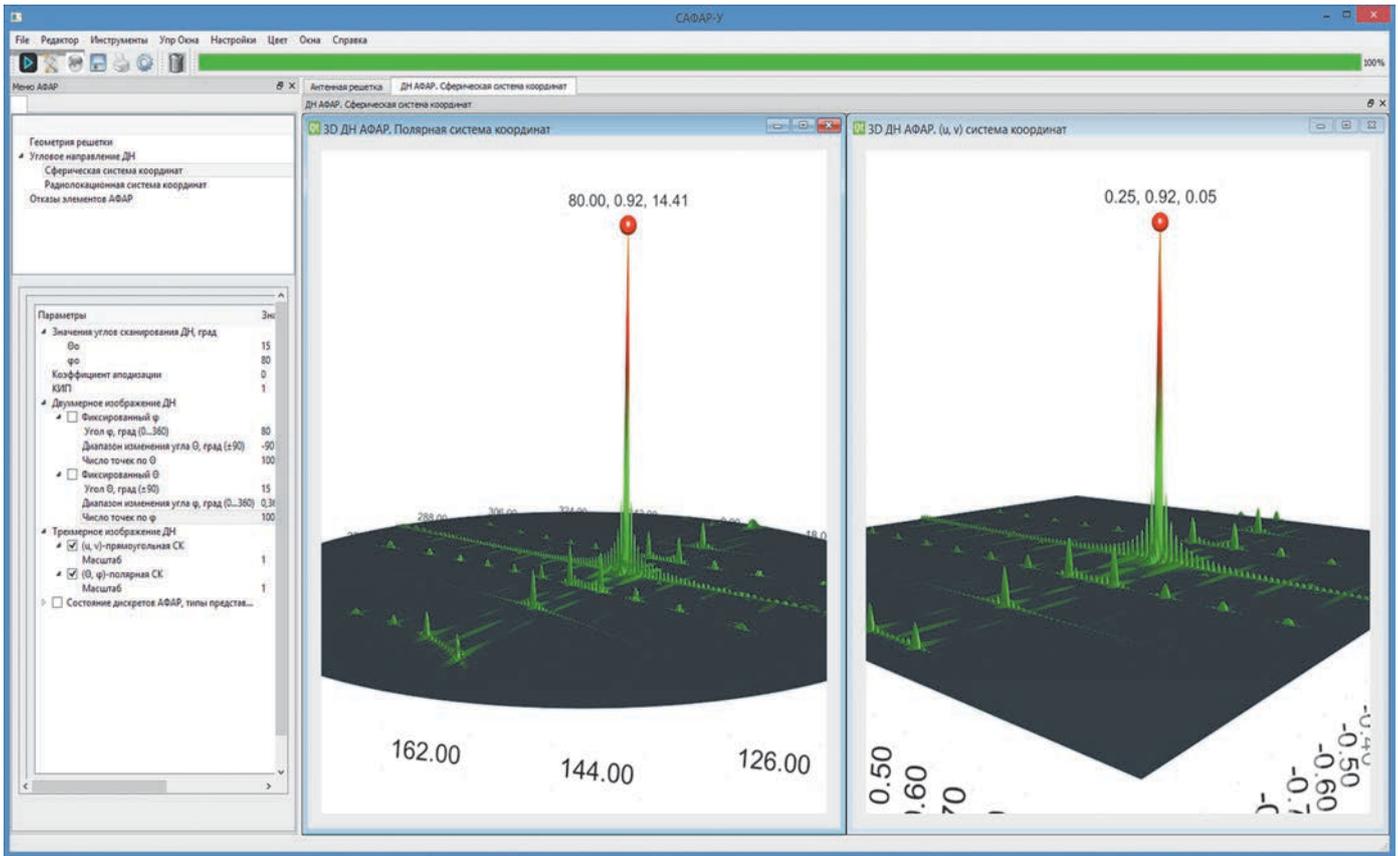


рисунок 4. Трёхмерное изображение ДН АФАР в полярной системе координат и в (u, v)-плоскости

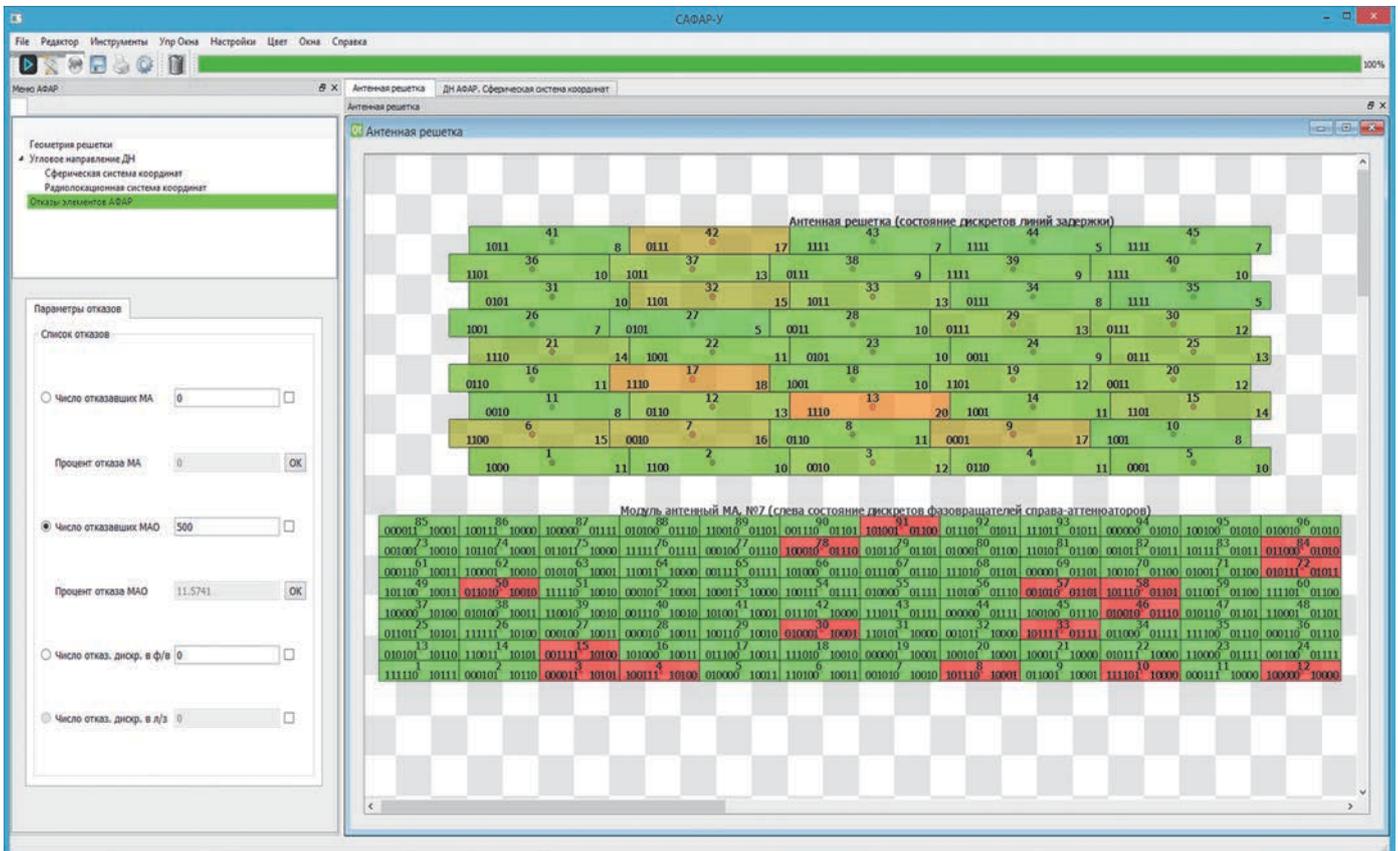


рисунок 5. Отказы элементов АФАР

сканирования и нажать на кнопку «Расчёт». В том случае, когда графиков становится слишком много, можно удалить их, нажав на кнопку «Стереть все графики».

Существует возможность добавить или убрать координатную сетку, а также изменить вариант цветовой заливки контура трёхмерного графического изображения.

Для получения трёхмерного изображения ДН следует активировать флажки « (u, v) прямоугольная СК» и « (θ, φ) полярная СК», рисунок 4.

Предусмотрена возможность анализа влияния на ДН решётки полных отказов МА и МАО либо отказа отдельных дискретов в составе ЛЗ и ФВ. Для анализа характеристик решётки в этом режиме необходимо нажать на кнопку «Отказы элементов АФАР». Откроется меню, изображённое на рисунке 5. После ввода в левой вкладке параметров, характеризующих отказы, запуска программы и выполнения расчётов в правом окне появится изображение решётки, в котором оттенками цвета, отличающимися от зелёного, отобразятся модули с возникшими в них отказами.

Для выдачи значений задержек, фазовых сдвигов и затуханий, вносимых ЛЗ, ФВ и АТТ, а также состояний отдельных дискретов в составе управляющих элементов следует активировать флажок «Состояния дискретов».

заключение

Разработанные на основе представленной модели алгоритмы и программный комплекс позволяют формировать параметры устройств, управляющих угловым сканированием и формой ДН АФАР. Интерфейс программы предоставляет возможность удобного ввода исходных данных и вывода наглядной схемной структуры решётки, результатов моделирования ДН на экран монитора в виде двух- и трёхмерных графиков и параметров УЭ – в табличной форме. Тем самым создана среда, позволяющая в реальном масштабе времени анализировать характеристики больших субапертурных АФАР для РСА космического базирования, работающих в различных режимах сканирующего обзора земной поверхности.

список литературы

Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э. Радиолокационные системы землеобзора. М.: Радиотехника, 2010. 677 с.

Волченков А.С., Петров А.С., Прилуцкий А.А., Чиков В.А. Побочные главные максимумы в субапертурных антенных решётках космического базирова-

ния // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 100-106.

Воскресенский Д.И., Степаненко В.И., Филиппов В.С. и др. Устройства СВЧ и антенны. Проектирование фазированных антенных решёток / Под ред. Д.И. Воскресенского. М: Радиотехника, 2003. 632 с.

Марков Г.Т., Сазонов Д.М. Антенны: учеб. для радиотехнических специальностей вузов. М.: Энергия, 1975. 528 с.

Петров А.С., Прилуцкий А.А. Проекция диаграммы направленности фазированной антенной решётки на земную поверхность // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 59-66.

Петров А.С., Прилуцкий А.А. Влияние механических деформаций антенного полотна на диаграмму направленности фазированной антенной решётки // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований / Сост. В.В. Ефанов. Химки: АО «НПО Лавочкина», 2017. Вып. 2. С. 151-159.

Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С. Формирование субапертурной структуры активной фазированной антенной решётки космического радиолокатора с синтезированной апертурой и выбор параметров её управляющих элементов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 3. С. 81-90.

Прилуцкий А.А., Сидорчук Е.А., Петров А.С. Моделирование механических деформаций апертуры и анализ их влияния на диаграмму направленности АФАР космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 160-170.

Радиолокационные системы воздушной разведки, дешифрирование радиолокационных изображений / Под ред. Л.А. Школьного. М.: ВВИА имени профессора Н.Е. Жуковского, 2008. 535 с.

Скобелев С.П. Фазированные антенные решётки с секторными парциальными диаграммами направленности. М.: Физматлит. 2010. 320 с.

Юскевич И.А., Тепляков В.Д., Петров А.С. Моделирование зон засветки поверхности Земли диаграммами направленности многолучевых активных фазированных антенных решёток // Радиотехника и электроника. 2017. Т. 62, № 9. С. 847-856.

Curlander J.C., McDonough R.N. Synthetic Aperture Radar Systems and Signal Processing. New York: Wiley-Interscience, 1991. 647 p.

Hansen R.C. Phased array antennas. John Wiley&Sons, 2001. 486 p.

Статья поступила в редакцию 25.02.2019

Статья после доработки 26.02.2019

Статья принята к публикации 26.02.2019

К ВОПРОСУ ДИНАМИЧЕСКОГО ПОВЕДЕНИЯ ЭЛЕКТРОМАХОВИЧНЫХ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ ПРЕЦИЗИОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



П.П. Телепнев¹,
кандидат технических наук,
telepnev@laspase.ru;
P.P. Telepnev



Д.А. Кузнецов¹,
кандидат технических наук,
kuznetsov@laspase.ru;
D.A. Kuznetsov

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

Ключевые слова: двигатель-маховик; вибровозмущения; виброизоляция; виброзащита.

DOI: 10.26162/LS.2020.47.1.008

В качестве исполнительных органов систем ориентации и стабилизации прецизионных космических аппаратов (КА) часто используются двигатели-маховики (ДМ). Благодаря возможности плавного изменения управляющего момента удаётся с высокой точностью длительное время наблюдать за космическими объектами и при этом парировать небольшие возмущения, создаваемые солнечным ветром.

В ряде исследований была подтверждена необходимость внедрения системы виброизоляции под ДМ для аппаратов с оптико-электронными приборами высокого разрешения (Геча В.Я. и др., 2015; Ефанов В.В. и др., 2014; Кузнецов Д.А. и др., 2013). Если в случае

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

ON THE DYNAMIC BEHAVIOR OF ELECTROMACHIC ACTUATORS FOR PRECISION SPACECRAFT



А.В. Жиряков¹,
dep127180@laspase.ru;
A.V. Zhiryakov



Н.А. Пласкеев¹,
plasckeew@yandex.ru;
N.A. Plaskeev

This article provides all the possible options for an elastic suspension. Experimental studies in conjunction with mathematical models provide a universal tool for predicting the dynamic behavior of electromechanical actuators.

Key words: flywheel engine; vibration disturbances; vibration isolator; vibration protection.

механических возмущений, создаваемых приводами солнечных батарей и антенн, изменение алгоритмов работы (Ефанов В.В. и др., 2017) с повышением диссипативных характеристик конструкции (Герасимчук В.В. и др., 2018) позволяет практически полностью решить проблему надлежащего функционирования целевой аппаратуры, то ограничения по скорости вращения ДМ приводят к уменьшению времени сеансов наблюдения, что приемлемо далеко не для всех КА.

ДМ обычно работает в диапазоне от 0 до 6000 об/мин и проходит частотный спектр возмущений от 0 до 100 Гц, благодаря чему оказывает резонансные воздействия практически на все элементы конструкции

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

К ВОПРОСУ ДИНАМИЧЕСКОГО ПОВЕДЕНИЯ ЭЛЕКТРОМАХОВИЧНЫХ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ ПРЕЦИЗИОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

КА, в том числе и на прецизионную аппаратуру. Виброизоляция позволяет значительно снизить уровни вибровозмущений, приходящих от ДМ, в широком частотном диапазоне, включая высокочастотную область от 100 Гц и выше (Телепнев П.П., Кузнецов Д.А., 2019).

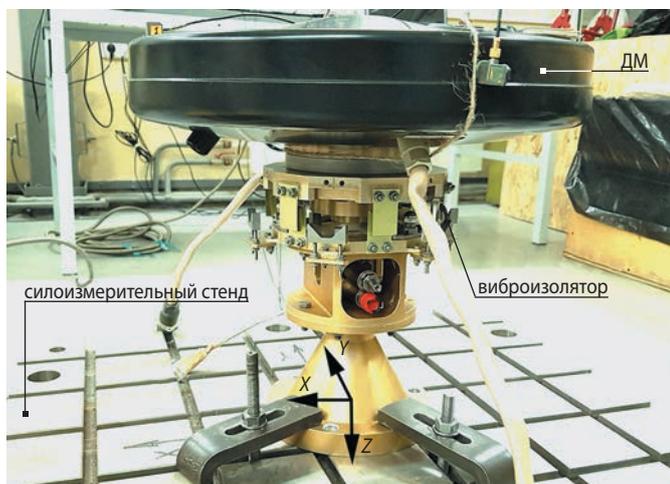


рисунок 1. Технологический образец ДМ «Агат-40» с виброизолятором на силоизмерительном стенде

Для примера рассмотрим технологический образец ДМ «Агат-40» (рисунок 1), предоставленный АО «НПЦ Полус» для лабораторных динамических исследований. Виброизолятор (Ефанов В.В. и др., 2016), изготовленный специально под этот ДМ, путём ослабления голономных и неголономных механических связей снижает практически на порядок уровни вибрационных воздействий при различных скоростях вращения ротора (рисунок 2). Стоит отметить, что в рассматриваемой частотной области сигнала от 0 до 1000 Гц повышенное демпфирование для первых тонов упругих колебаний виброизолятора играет незначительную роль.

При более детальном рассмотрении амплитудно-частотных характеристик (АЧХ) сил и моментов при совпадении частот вращения ротора ДМ с первыми

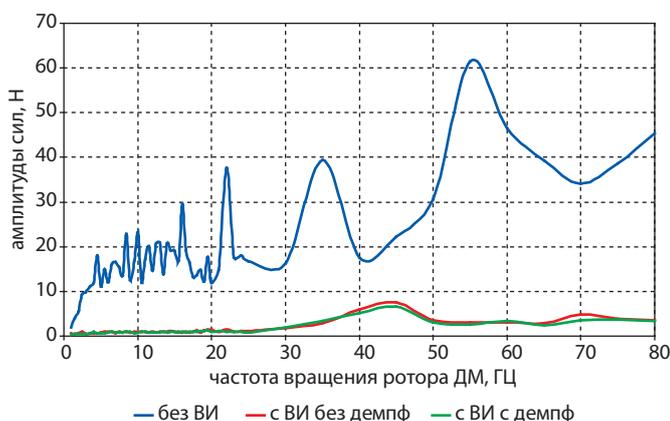


рисунок 2. Определение уровней воздействий от ДМ на силоизмерительном стенде

частотами подвески виброизолятора (Кузнецов Д.А., 2015) на фоне общих шумов значительного резонансного увеличения амплитуд выявлено не было. Это связано с высокоточной балансировкой технологического образца ДМ – статический дисбаланс порядка 1 г·мм. Поэтому повышение демпфирования виброизолятора в данной частотной области в районе 5 Гц путём настройки гасителя колебаний не вызвало ощутимых улучшений в плане снижения вибровозмущений.

По теории, виброзащита эффективна (значение передаточной функции <1) во всем частотном диапазоне, когда частота возмущения выше в $\frac{\sqrt{2}}{2}$ раза частоты подвеса. То есть на рисунке 2 в области 45 Гц при установке виброизолятора не должны были возрастать амплитуды сил по сравнению с исходными значениями работы ДМ, что навело на мысль о появлении паразитных воздействий в данной окрестности.

Анализ полученного феномена позволил предположить, что причиной этих воздействий являются гироскопические свойства вращающегося с большой скоростью ротора, а конкретно – нутационные колебания, которые входят в резонанс с силовыми факторами, обусловленными остаточным дисбалансом, и тем самым существенно увеличивают амплитуды сил и моментов, приходящих на платформу силоизмерительного стенда, что и заметно на фоне других шумовых составляющих (рисунок 3).

Несмотря на существенное подавление общих силовых воздействий при использовании виброизолятора было решено более подробно изучить зависимости нутационных колебаний от параметров подвеса и массово-инерционных характеристик ДМ, а также при возможности дать рекомендации по устранению резонансных явлений.

Для решения поставленной задачи воспользовались методами математического моделирования. Приведённые ниже уравнения описывают движение ДМ на упругом подвесе виброизолятора:

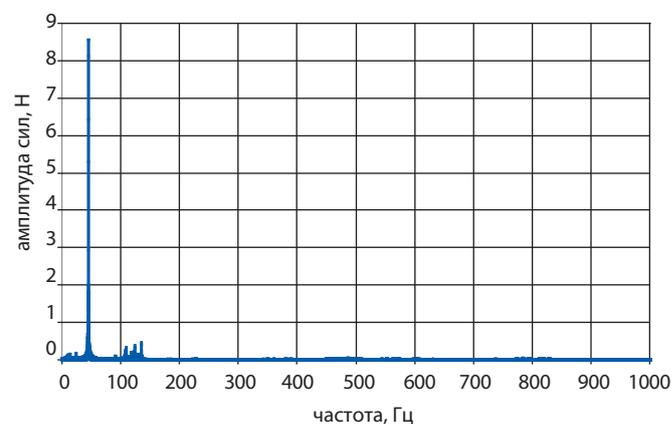


рисунок 3. АЧХ сил при вращении ротора ДМ с частотой 45 Гц

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

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

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

$$I_x \dot{\omega}_x - I_{xy} \dot{\omega}_y - I_{xz} \dot{\omega}_z + (I_z - I_y) \omega_x \omega_y + I_{xz} (\omega_z^2 - \omega_y^2) + I_{xy} \omega_x \omega_z -$$

$$- I_{zx} \omega_x \omega_y + \varepsilon_\phi \omega_x + c_\phi \int \omega_x dt - S_z \dot{V}_y + S_y \dot{V}_z + \dot{H}_x + H_z \omega_y - H_y \omega_z =$$

$$= M_x + \sigma_{дин} (2\pi f_{рот})^2 \cos(2\pi f_{рот} t);$$

$$I_y \dot{\omega}_y - I_{xy} \dot{\omega}_x - I_{yz} \dot{\omega}_z + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z + I_{xz} (\omega_x^2 - \omega_z^2) - I_{xy} \omega_y \omega_z +$$

$$+ I_{zy} \omega_x \omega_y + \varepsilon_\psi \omega_y + c_\psi \int \omega_y dt - S_x \dot{V}_z + S_z \dot{V}_x + \dot{H}_y + H_x \omega_z - H_z \omega_x =$$

$$= M_y + \sigma_{дин} (2\pi f_{рот})^2 \sin(2\pi f_{рот} t);$$

$$I_z \dot{\omega}_z - I_{xz} \dot{\omega}_x - I_{zy} \dot{\omega}_y + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y + I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) + I_{xz} \omega_y \omega_z -$$

$$- I_{yz} \omega_x \omega_z + \varepsilon_\theta \omega_z + c_\theta \int \omega_z dt - S_y \dot{V}_x + S_x \dot{V}_y + \dot{H}_z + H_y \omega_x - H_x \omega_y = M_z.$$

В уравнениях движения приняты следующие обозначения:

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

I_x, I_y, I_z – центральные осевые моменты инерции ДМ, кг·м²;

I_{xy}, I_{yz}, I_{zx} – центробежные моменты инерции ДМ, кг·м²;

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

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

H_x, H_y, H_z – кинетические моменты ротора относительно соответствующей оси, кг·м²/с;

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

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

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

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

$\sigma_{дин}$ – динамический дисбаланс ротора, кг·м²;

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

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

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

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

c_ϕ, c_ψ, c_θ – коэффициент жёсткости виброизолятора по угловым перемещениям (относительно осей x, y, z соответственно), Н·м/рад.

Представленные уравнения движения ДМ были реализованы в программном комплексе. Величины различных коэффициентов были взяты из технических характеристик ДМ, данных динамического анализа конструкции и лабораторных динамических исследова-

ований. В результате был получен универсальный инструмент по прогнозу динамического поведения электромаховичных исполнительных устройств.

Для решения вопроса по устранению совпадения частот вращения ротора ДМ с нутационными колебаниями необходимо из совокупности различных параметров в математической модели выбрать относительно независимые для возможности осуществления конструктивных доработок виброизолятора. Такими параметрами для начала можно принять частоты подвеса ДМ $f_{повв}$ (изменяя параметры упругих элементов виброизолятора), выраженные через соотношения с коэффициентами жёсткости виброизолятора, и центральные осевые моменты инерции ДМ I_x и I_y (изменяя расстояние между центром масс ДМ и центральной точкой крепления неподвижной части виброизолятора). Варьируя выбранными параметрами и производя расчёт в разработанном программном комплексе, определим частоты совпадения вращения ротора ДМ с нутационными колебаниями (см. таблицу).

таблица – Варьирование параметрами математической модели

$f_{повв}$, Гц	$I_x=I_y$, кг·м ²	частота совпадения, Гц
4	0.069	42
6	0.069	47
5	0.069	45 (начальные параметры)
5	0.067	отсутствует в области от 0 до 100 Гц
5	0.071	33

В качестве начальных параметров были выбраны данные, близкие к значениям, полученными в лабораторных условиях. На рисунке 4 представлен результат АЧХ сил при моделировании работы ДМ.

Из таблицы видно, что варьирование жёсткостными параметрами виброизолятора (частотой подвеса) не эффективно и частотный разброс в 20–25% позволяет сдвинуть частоты совпадений на 4–7%. Совсем другая ситуация с варьированием центральными осевыми моментами инерции ДМ. При увеличении I_x

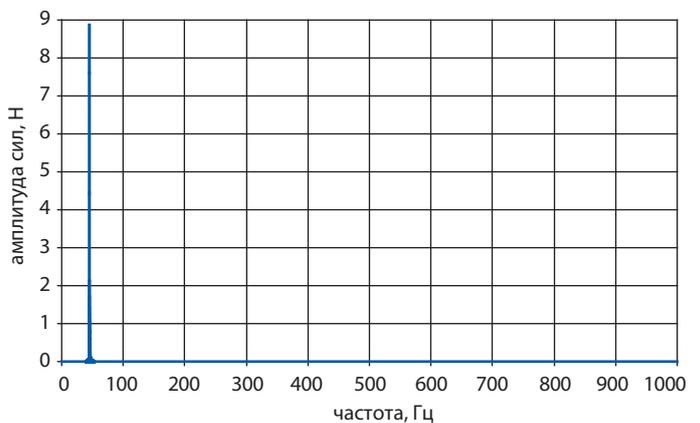


рисунок 4. АЧХ сил при моделировании вращения ротора ДМ с частотой 45 Гц

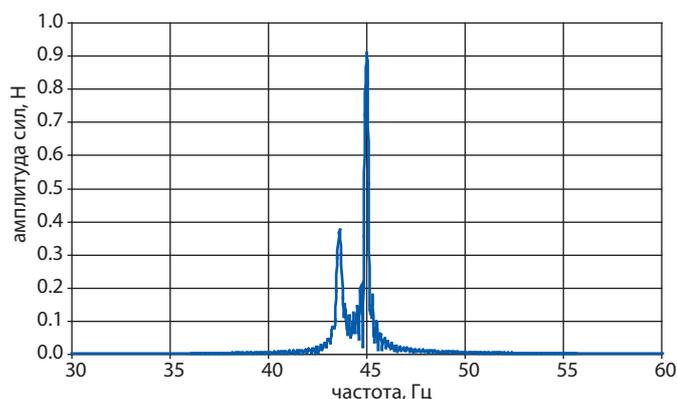


рисунок 5. АЧХ сил при моделировании вращения ротора ДМ с частотой 45 Гц при увеличении I_x и I_y на 3%

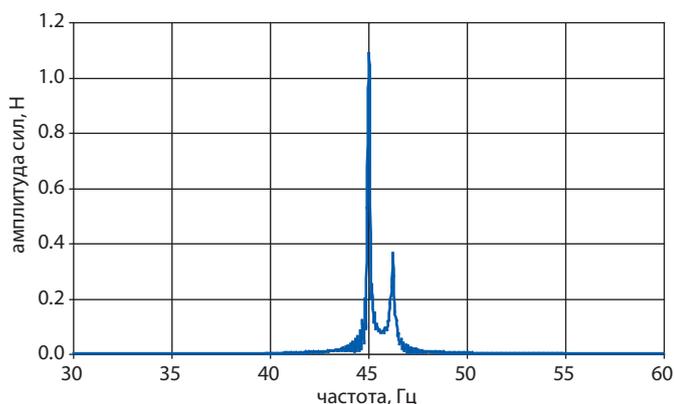


рисунок 6. АЧХ сил при моделировании вращения ротора ДМ с частотой 45 Гц при уменьшении I_x и I_y на 3%

и I_y на 3% частота совпадения снижается на 36%, нутационная частота уходит в низкочастотную область.

На рисунке 5 представлены результаты моделирования вращения ротора ДМ с частотой 45 Гц при увеличении I_x и I_y на 3%. Здесь частота нутационных колебаний стоит до частоты вращения ротора ДМ, а их совпадение произойдёт только при частоте 33 Гц.

При снижении I_x и I_y на 3% частота совпадения увеличивается до значений выше рабочего диапазона ДМ. Это говорит о том, что частота вращения ротора ДМ не сможет «догнать» частоту нутационных колебаний. На рисунке 6 представлены результаты моделирования вращения ротора ДМ с частотой 45 Гц при уменьшении I_x и I_y на 3%, здесь частота нутационных колебаний стоит после частоты вращения ротора ДМ. Их совпадение может состояться в области частот выше 100 Гц, что выходит за рабочий диапазон ДМ, следовательно, уменьшение центральных осевых моментов инерции ДМ даёт возможность решить поставленную задачу.

Из вышесказанного можно дать следующую рекомендацию: для устранения резонансных явлений, связанных с совпадением частоты вращения ротора ДМ с нутационными колебаниями, нужно уменьшить расстояние между центром масс ДМ и центральной точкой крепления неподвижной части виброизолятора

(другими словами, его высоту) на относительную величину более 3%, чтобы уменьшить центральные осевые моменты инерции ДМ. Разработанная математическая модель в совокупности с программным комплексом позволяет делать оперативные численные оценки динамического поведения сложных механических систем, таких как ДМ в упругом подвесе виброизолятора, что представляет собой научный интерес для дальнейших исследований.

список литературы

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

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

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

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

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

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

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

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

Статья поступила в редакцию 17.02.2020

Статья после доработки 18.02.2020

Статья принята к публикации 18.02.2020

РЕГУЛИРУЕМЫЙ НАДДУВ РАКЕТНОГО БАКА



В.В. Ушаков¹,
кандидат технических наук,
valerij.ushakov@yandex.ru;
V.V. Ushakov

В статье рассмотрен способ наддува ракетного бака с использованием пневматических регуляторов давления газа. Для обеспечения требований высокой надёжности агрегата регулирования наддува (АРН) регуляторы задублированы. Отказ любого регулятора в открытом положении парируется закрытием отсечного клапана, установленного перед регулятором.

При давлении в баке сверх допустимого значения открывается предохранительный клапан, чувствительный элемент которого совмещён с чувствительными элементами регуляторов. Работоспособность АРН подтверждена результатами автономных и лётных испытаний.

Ключевые слова:

*агрегат регулирования наддува;
ракета-носитель;
автономные и лётные испытания;
водородный бак.*

DOI: 10.26162/LS.2020.47.1.009

Общие требования к способам наддува баков формулируются следующим образом:

- минимальное давление наддува определяется безкавитационной работой насосов и устойчивостью оболочки бака;
- максимальное давление определяется прочностью бака и обеспечивается верхним пределом

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

CONTROLLED PRESSURIZATION OF THE ROCKET TANK



А.М. Щербаков¹,
кандидат технических наук,
scherbakov1940@gmail.com;
A.M. Shcherbakov

To ensure high reliability requirements of the pressurization control unit, the regulators are made redundant. Failure of any regulator in the open position is compensated by closing the shut-off valve installed in front of the regulator. If the pressure in the tank exceeds the permissible value, a safety valve opens, the sensitive element of which is combined with the sensitive elements of the regulators. The performance of the pressurization control unit is validated by the results of autonomous and flight tests.

Key words:

*pressurization control unit;
launch vehicle;
autonomous and flight tests;
hydrogen tank.*

настройки предохранительного клапана (Беляев Н.М., 1983; Челомей В.Н., 1978).

Традиционные средства наддува обеспечивают диапазон между минимально допустимым давлением в баке и максимально допустимым давлением срабатывания предохранительного клапана не менее 0,1 МПа. Увеличение этой разницы в сторону

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

РЕГУЛИРУЕМЫЙ НАДДУВ РАКЕТНОГО БАКА

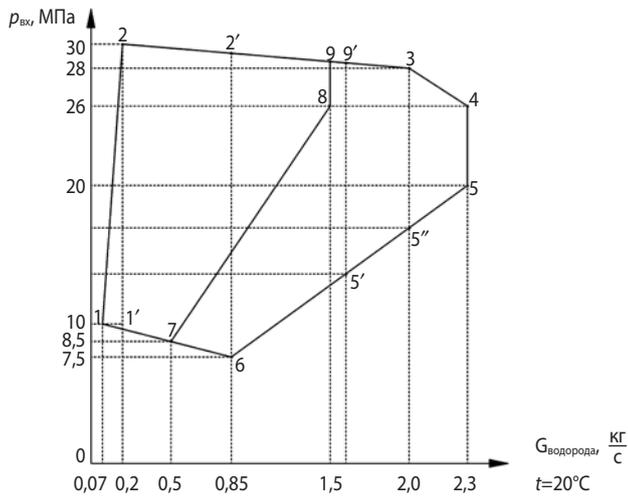


рисунок 1. Диаграмма сочетания входного давления и расхода водорода для одного (1-2-9-8-7-1) и для двух (1-2-3-4-5-6-1) регуляторов

повышения давления в баке приводило к увеличению массы конструкции бака и в конечном итоге снижало массу полезного груза изделия (Козлов А.А. и др., 1988).

По расчётным оценкам, использование регулируемого наддува позволяло сократить диапазон между минимальным и максимальным давлением до 0,05 МПа.

В результате конструктивных проработок был выбран вариант способа наддува с использованием агрегата регулирования наддува, к которому проектантом были сформулированы следующие требования:

- обеспечение автоматического поддержания заданного уровня давления в баке при фиксированном диапазоне изменения входного давления и расхода водорода для одного и двух регуляторов (рисунок 1);

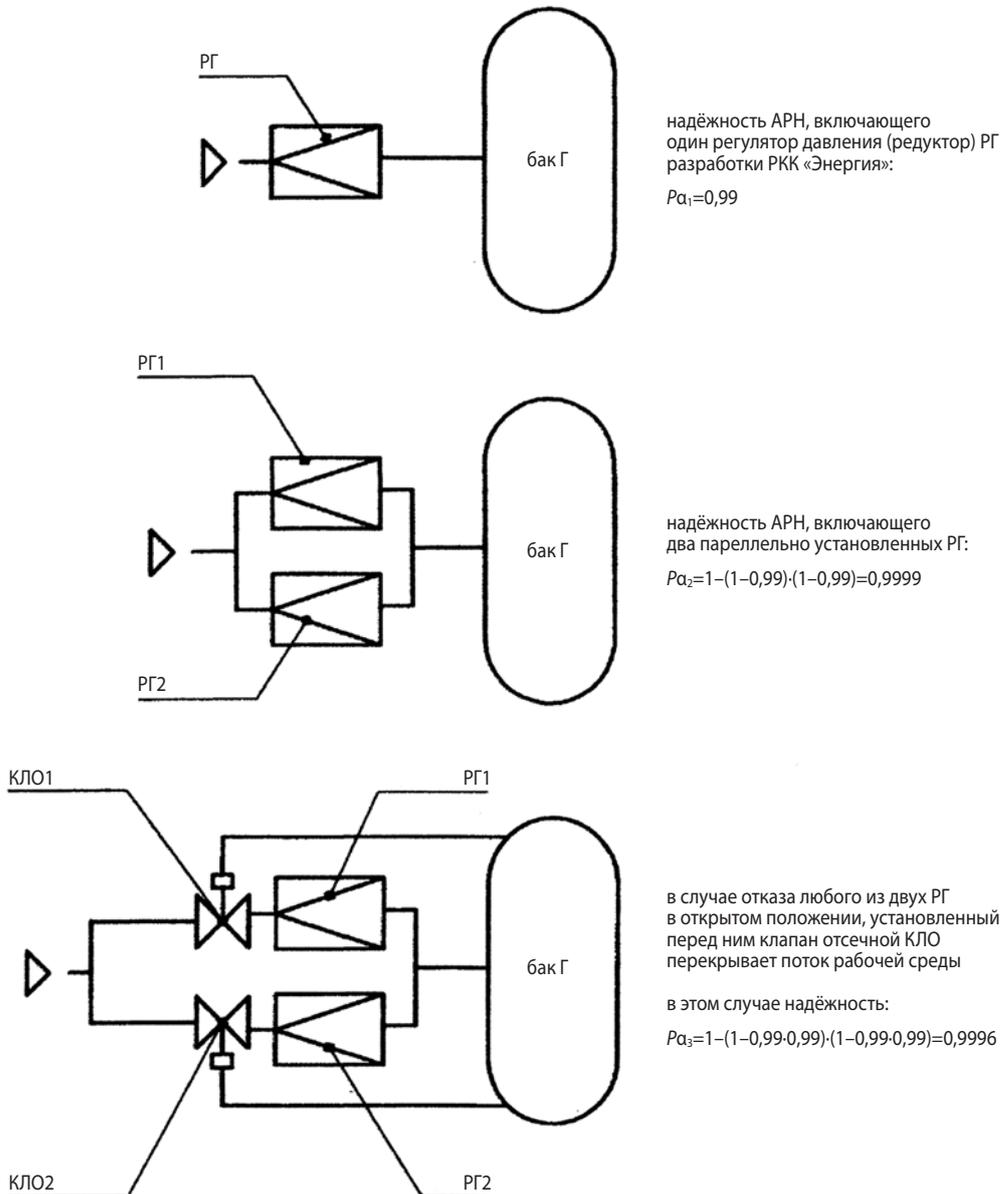
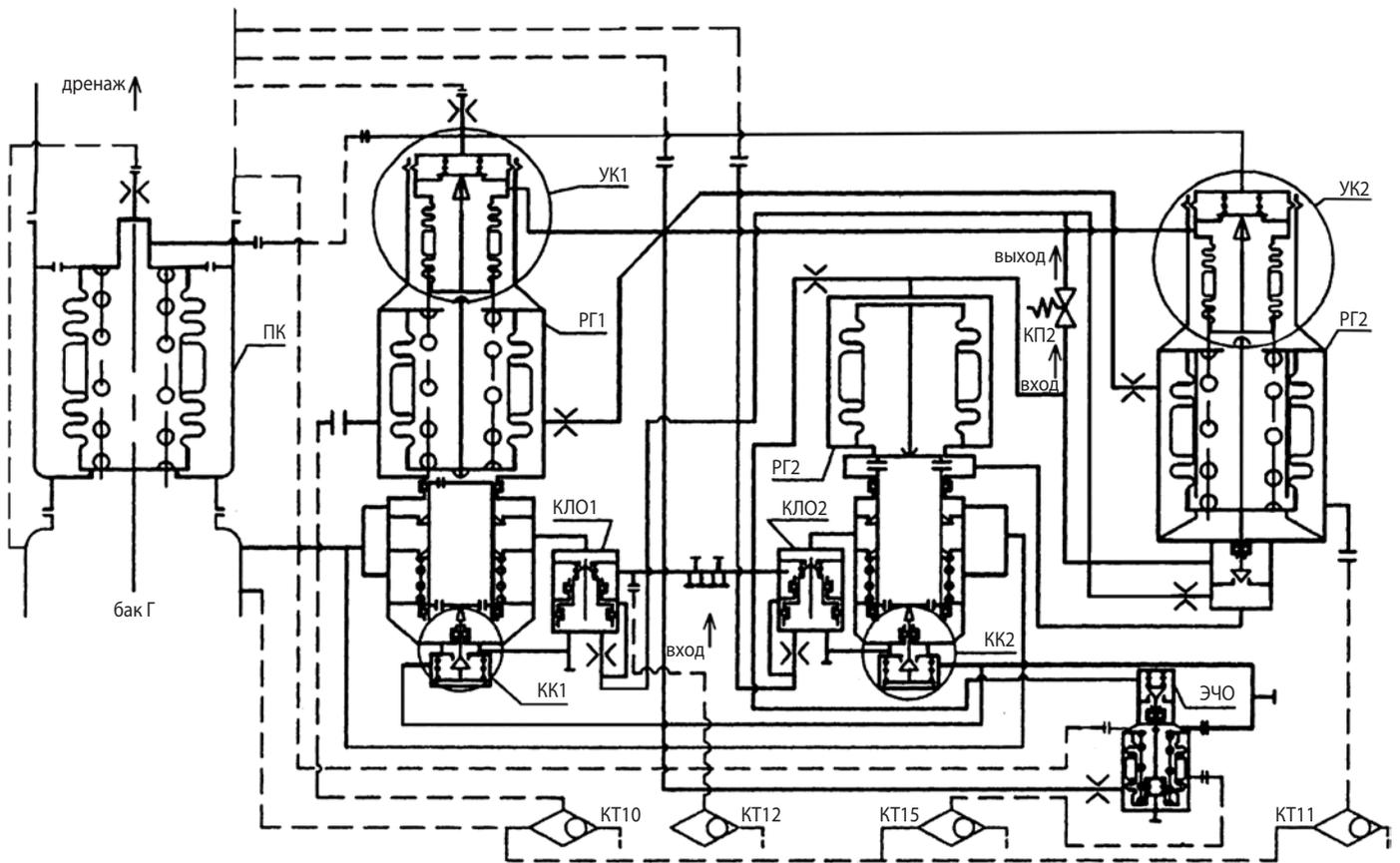


рисунок 2. Показатели надёжности различных схем регуляторов



рисунк 3. Схема пневматических соединений АРН

- обеспечение диапазона отклонения давления в баке от номинала не более 0,05 МПа;
- обеспечение высокой надёжности АРН как в режиме наддува, так и в случае отказа регулятора наддува в открытом положении, с последующим выбросом газа наддува через предохранительный клапан, что, в свою очередь, запрещалось по соображениям пожаровзрывобезопасности ракеты-носителя (РН).

Суммарный показатель вероятности безотказной работы АРН ($P\alpha$) был задан величиной $P\alpha=0,999$ при доверительной вероятности $\alpha=0,9$.

Состав схемы АРН был определён на основании анализа показателей надёжности. Среднестатистический показатель надёжности для одного механического регулятора давления наддува составляет $P\alpha_1=0,99$, что не удовлетворяет заданным требованиям.

Система из двух параллельно установленных регуляторов (РГ) имеет надёжность по функции наддува $P\alpha_2$:

$$P\alpha_2=1-(1-P\alpha_1)(1-P\alpha_1)=0,9999,$$

однако по функции незакрытия надёжность равнялась надёжности одного регулятора, что не удовлетворяло требований задания.

Система из двух параллельно установленных РГ с отсекающими клапанами на входе с той же индивидуальной надёжностью, управляемыми баковым дав-

лением, соответствовала требованиям надёжности по всем функциям:

$$P\alpha_3=1-(1-P\alpha_1P\alpha_1)(1-P\alpha_1P\alpha_1)=0,9996.$$

Выбор схемы АРН по показателям надёжности иллюстрирует рисунок 2. К разработке АРН была принята последняя схема (Ушаков В.В., Щербаков А.М., 2017).

В качестве примера рассмотрим требования к АРН, показанному на рисунке 3:

1. На расходе 2,3 кг/с газообразного водорода с температурой 20°C в баке должно поддерживаться давление $P_6=0,175\pm 0,01$ МПа.

2. Предусмотреть перед регуляторами наличие отсекающих клапанов, которые, в случае незакрытия регуляторов при давлении $P_6=0,19\pm 0,005$ МПа, прекращают подачу высокого давления водорода на вход регуляторов.

3. Предохранительный клапан на расходе водорода 1,4 кг/с должен поддерживать давление в баке $P_6=0,205\pm 0,01$ МПа.

Регуляторы наддува РГ1 и РГ2 для повышения функциональной и производственной надёжности выполнены по различным схемам. РГ1 – регулятор прямого действия: регулирующий орган переставляется непосредственно регулируемым давлением в баке; РГ2 – регулятор непрямого действия: регули-

рующий орган переставляется по команде управляющего клапана, связанного с баком.

Для уменьшения «зазора» между максимальным давлением в режиме наддува и давлением срабатывания предохранительного клапана (ПК), чувствительные элементы (сильфон – пружина) регуляторов используются в качестве чувствительных элементов предохранительного клапана (Ушаков В.В. Влияние..., 2003).

Такое решение позволяет регулировать давление начала открытия ПК практически на уровне верхней границы давления наддува, создаваемого регуляторами.

При настройке ПК давление начала открытия назначается на 0,05 кгс/см² выше максимального давления наддува. При этом давлении начинает открываться управляющий клапан (УК), давление в сильфоне ПК снижается и ПК открывается.

Расчёт статических характеристик АРН в режиме наддува и в режиме предохранительного клапана показал, что выбранные конструктивные параметры АРН обеспечивают заданную точность поддержания давления в баке (Ушаков В.В. Анализ..., 2003).

Для парирования отказа АРН в виде незакрытия любого из РГ при подъёме давления в баке выше верхнего допуска было принято следующее схемно-конструктивное решение.

1. На входе в каждый РГ устанавливался нормально открытый клапан отсечной (КЛО), который закрывается при подаче в его управляющую полость высокого входного давления.

2. Команда на подачу входного давления в КЛО от отказавшего РГ формируется по двум критериям:

- давление в баке достигло максимально допустимой величины;
- регулирующий орган РГ не переместился в закрытое положение.

Для реализации этого алгоритма в состав АРН введён чувствительный элемент отсечки (ЭЧО), настроенный на давление открытия 0,19 МПа. В состав каждого РГ введён командный клапан (КК), который по команде ЭЧО подаёт высокое давление в управляющую полость КЛО только в том случае, если регулирующий орган РГ не переместился в закрытое положение.

В случае выполнения этих двух условий высокое давление от ЭЧО подаётся в управляющую полость КЛО, он закрывается и отказавший РГ исключается из работы.

Одним из важных этапов проверки готовности пневмогидравлической системы изделия к штатной работе является проверка работоспособности системы наддува бака.

Для проверки работоспособности АРН в составе изделия и исключения наддува бака до номинального уровня давления было реализовано следующее решение.

В состав АРН введены клапаны-тройники КТ10, КТ11, КТ12, КТ15. Клапаны-тройники КТ10, КТ11, КТ15 позволяли, минуя бак изделия, подавать в полости чувствительных элементов РГ1, РГ2 и ЭЧО соответственно, давление от наземных технологических систем. Через КТ12, ввиду приварки к штуцеру «Вход» штатных трубопроводов, подавать

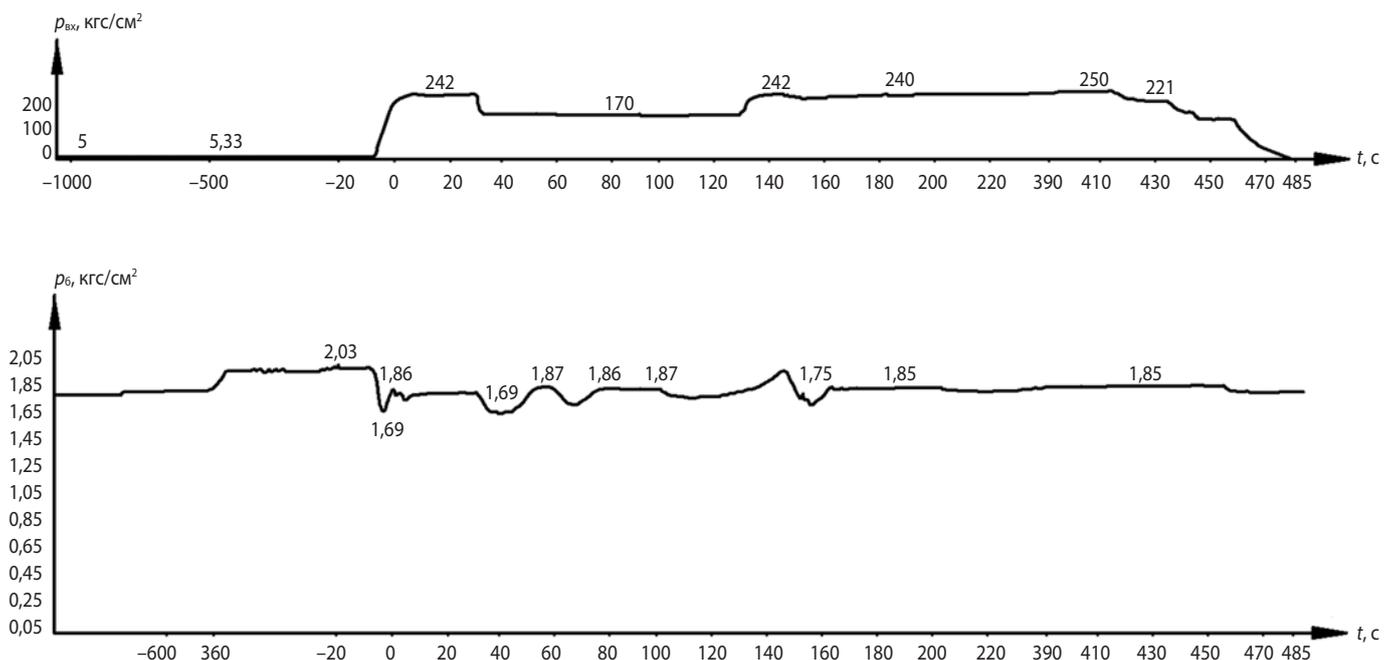


рисунок 4. Давление в баке при ЛКИ

для испытаний к РГ1 и РГ2 высокое входное давление от технологических систем.

Такое решение позволяло проверять:

- настройку АРН в предохранительном режиме;
- работоспособность АРН в режиме наддува;
- отсечку отказавшего РГ при повышении давления в баке.

В заводских условиях испытаний при нормальной температуре запрещается наддув бака до давления срабатывания ПК, т.к. при этих условиях прочность материала бака ниже на примерно 10% от прочности при температуре минус 250°C, на которую и рассчитан бак.

Для проверки настройки ПК, через КТ10 на чувствительный элемент РГ1 подаётся технологическое давление азота 0,24 МПа, РГ1 закрывается, управляющий клапан УК1 открывается на ход существенно больший, чем при реальном открытии ПК, сообщая полость сильфона с атмосферой. Затем через КТ12 подаётся азот расходом 0,3 кг/с, давление в баке начинает расти, что подтверждает проходимость линии наддува через регулятор РГ2.

При давлении в баке 0,07 МПа ПК открывается и давление в баке поддерживается на этом уровне. Величина давления 0,07 МПа является расчётной и подтверждённой результатами эксперимента. Испытания повторяются с подачей давления 0,24 МПа на чувствительный элемент РГ2 через КТ11.

Для проверки срабатывания отсечных клапанов КЛЮ вначале подаётся технологическое давление 0,19 МПа через КТ10 на РГ1, регулятор РГ1 закрывается, а через КТ12 подаётся расход азота 0,3 кг/с и давление в баке начинает расти.

Затем через КТ15 на ЭЧО также подаётся давление 0,19 МПа, ЭЧО открывается и пропускает высокое давление в командные клапаны КК1 и КК2. Так как регулятор РГ1 закрыт, то высокое давление через закрытый КК1 в КЛЮ1 не приходит, а РГ2 открыт, следовательно, открыт его КК2, который пропустит высокое давление в управляющую полость КЛЮ2, тот закроется и рост давления в баке прекратится.

Для контроля срабатывания КЛЮ1 испытания повторяются с подачей давления 0,19 МПа на КТ11 регулятора РГ2. Экспериментальная отработка АРН включает:

1. Испытания первого образца – проверка собираемости и функционирования на воздухе.
2. Доводочные испытания на трёх экземплярах АРН с наработкой двух штатных ресурсов на азоте, воздухе и водороде.
3. Чистовые испытания на двух экземплярах АРН с наработкой двух штатных ресурсов с проверкой работоспособности АРН при вакуумировании полостей чувствительных элементов регуляторов по за-

кону изменения давления окружающей среды при подъёме изделия в атмосфере.

При лётно-конструкторских испытаниях РН с агрегатом регулирования наддува, настроенным на выходное давление 0,175 МПа, в диапазоне изменения входного давления от 17 до 24,5 МПа, разброс значений давлений наддува водородного бака находился в пределах 0,018 МПа (0,18 кгс/см²) на всех этапах полёта (рисунок 4), что отвечает требованиям, заложенным при проектировании (Ушаков В.В., Щербаков А.М., 2017).

Давление срабатывания ПК на этапе предстартовой подготовки не превышало 0,205 МПа.

За время полёта изделий выбросов водорода в атмосферу не зафиксировано.

ВЫВОДЫ

1. Предложенная схема наддува бака с использованием агрегата регулирования наддува позволяет обеспечить заданный уровень давления без срабатывания предохранительного клапана и стравливания газа наддува в окружающую среду.
2. Использование АРН обеспечивает рациональное построение конструктивных схем наддува, повышает надёжность и живучесть системы.
3. Работоспособность системы наддува с использованием АРН подтверждена натурными испытаниями (Ушаков В.В., Щербаков А.М., 2017).
4. Подобные системы наддува могут найти применение в разных отраслях техники: авиации, судостроении, а также в газодобывающей промышленности и в медицине.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Беляев Н.М. Расчет пневмогидравлических систем ракет. М.: Машиностроение, 1983. 219 с.
- Козлов А.А. и др. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок М.: Машиностроение, 1988. 351 с.
- Ушаков В.В. Анализ статических и динамических характеристик регуляторов давления ЖРД // Полет. 2003. С. 39-44.
- Ушаков В.В. Влияние трения в сферическом шарнире затвора на характеристику клапана // Авиакосмическая техника и технология. 2003. С. 37-40.
- Ушаков В.В., Щербаков А.М. Агрегаты пневмогидравлических систем. М.: Изд-во МАИ, 2017. 203 с.
- Челомей В.Н. Пневматические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями. М.: Машиностроение, 1978. 238 с.

Статья поступила в редакцию 27.01.2020

Статья после доработки 29.01.2020

Статья принята к публикации 29.01.2020

МЕТОД МОДЕЛИРОВАНИЯ ПОСАДКИ АППАРАТА НА ПОВЕРХНОСТЬ МАРСА НА ДИНАМИЧЕСКОМ СТЕНДЕ

DYNAMIC TEST BENCH SIMULATION OF SC LANDING ON THE MARS SURFACE

С.А. Гришин¹,
hann@laspace.ru;
S.A. Grishin

Ю.В. Захаров¹,
доктор технических наук,
jvzakharov@gmail.com;
Y.V. Zakharov

С.А. Защирицкий¹,
аспирант,
zsa@laspace.ru;
S.A. Zashchirinsky

В.А. Лошаков¹,
loshakov@laspace.ru;
V.A. Loshakov

Н.А. Маркачев¹,
кандидат технических наук,
hann@laspace.ru;
N.A. Markachev

Д.Н. Михайлов¹,
mdn@laspace.ru;
D.N. Mikhailov

Статья посвящена наземной отработке динамики посадки макета посадочного аппарата КА «ЭКЗОМАРС-2020», описанию параметров ударных испытаний.

Ключевые слова:
наземная отработка динамики посадки;
посадочный аппарат;
ударные испытания; стенд;
посадка; система измерений.

DOI: 10.26162/LS.2020.47.1.010

ВВЕДЕНИЕ

Посадка КА на планеты является сложным и быстро текущим процессом.

Испытания представляют собой процесс, характеризующийся многообразием оцениваемых характеристик испытываемых систем, наличием ограниченного числа образцов, выделяемых на проведение испытаний для получения информации о состоянии испытываемого объекта или системы (Артемов А.В., Быков А.И., Маркачев Н.А., Рыков Е.В., 2019). Поэтому постоянное совершенствование и развитие методик имитации процесса посадки является актуальной задачей (Галеев А.Г., Захаров Ю.В., Макаров В.П., Родченко В.В., 2014).

Созданные более полувека назад стенды бросковых (ударных) испытаний постоянно модернизировались для испытаний посадочных капсул, платформ и аппаратов, обеспечивающих доставку научной аппаратуры на поверхность планет (Голиков Г.В., Гришин С.А., Захаров Ю.В. и др., 2013).

Мягкая посадка сложного аппарата на грунт должна удовлетворять следующим требованиям:

- непереносимое сохранение устойчивого положения аппарата в течение всего процесса посадки;

The article covers ground verification of landing dynamics of the EXOMARS-2020 Landing Module mockup, description of shock test parameters.

Key words:
ground verification of landing dynamics;
Landing Module;
shock test; test bench;
landing; measuring system.

- нагрузка на элементы посадочного устройства не превышает допустимых значений;
- возникающие ударные перегрузки на составные части аппарата не приводят к нарушению их функционирования;
- положение аппарата на поверхности планеты после посадки должно обеспечивать работу всех его систем;
- сведение к минимуму опасности возникновения различных аварийных ситуаций при посадке путём повышения надёжности функционирования всех систем аппарата.

Для реализации этих требований в конструкцию стенда заложена концепция модульности и трансформации, что позволяет достаточно быстро перестроить системы обезвешивания, подъёма и сброса для обеспечения бросковых испытаний различных моделей посадочных платформ или капсул космических аппаратов массой до 2000 кг.

Стенд позволяет имитировать ускорение свободного падения, в зависимости от планеты, для исследований которой разработан КА; реализовывать необходимые значения посадочных скоростей; изменять

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

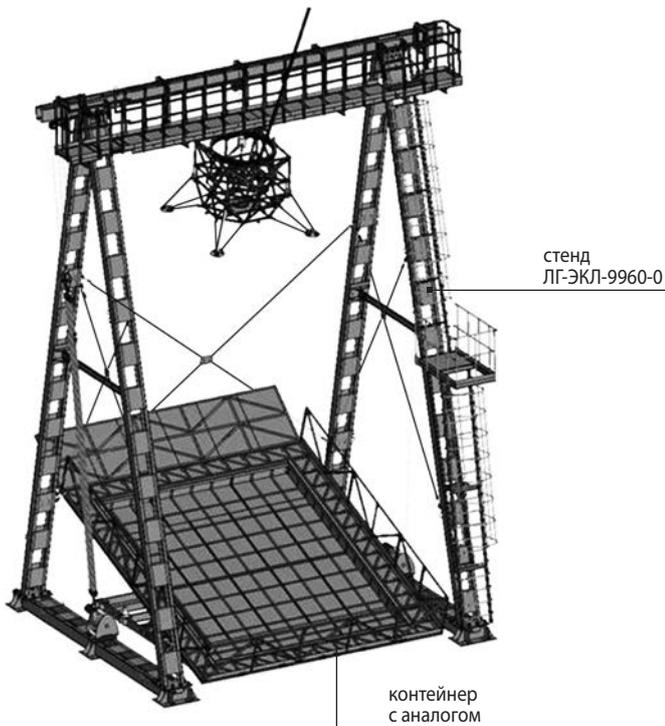


рисунок 1. Конструктивная схема стенда

исходное положение макета и уклоны грунта-аналога, обеспечивая требуемые углы подхода макета к поверхности.

Общий вид стенда для отработки мягкой посадки ДМ приведён на рисунке 2.

Размещение стенда бросковых испытаний в высотном отопляемом помещении создало условия для применения прогрессивных и высокочувствительных средств измерения и фиксации параметров быстротекущих процессов: лазерной координатно-измерительной системы Leica, оптической координатно-измерительной фотограмметрической системы AICON Moveinspect HF4.

Краткая характеристика стенда для отработки динамики посадки на натурном макете с обезвешиванием:

- максимальная масса макета 2000 кг;
- размеры контейнера площадки сброса:
 - длина 6.0 ± 0.1 м,
 - ширина 5.0 ± 0.1 м,
 - глубина 0.4 ± 0.1 м;
- вертикальная составляющая скорости подхода макета к поверхности грунта от 0 до 4 м/с;
- угол наклона продольной оси макета к местной вертикали минус 7.0 ; 0.0 ; плюс 7.0° ;
- сила обезвешивания 10000 Н;
- угол наклона площадки удара $\pm 15.0^\circ$.

Разработанный метод позволяет в наземных условиях проверить устойчивость космического аппарата при посадке, оценить действующие на него при соударении ударные силы и ускорения и отработать несущую способность посадочного аппарата.



рисунок 2. Стенд для отработки мягкой посадки ДМ

Основным конструктивно-силовым элементом макета является корпус, выполненный в виде фермы. На корпусе макета устанавливается посадочное устройство в раскрытом состоянии.

В состав посадочного устройства, смонтированного на макете, включены четыре стойки. Каждая стойка состоит из амортизатора, двух подкосов и опоры (пяты). Верхние концы подкосов и амортизатора шарнирно крепятся к кронштейнам, установленным на корпусе макета. Нижний конец амортизатора шарнирно связан с подкосами. Пята установлена на сферической опоре, закреплённой на амортизаторе.

Для проведения испытания на макете предусмотрена установка специальных элементов конструкции: узлов подвеса (для установки на стенд); карданного подвеса (для разворота в ходе испытаний и для связи с системой обезвешивания макета); накладок из пенопласта на пяты (только при сбросе на бетон). Общий вид макета представлен на рисунке 3.



рисунок 3. Макет посадочного модуля

Методика измерений основана на определении трёхмерных координат объектов измерений по изображениям, полученным от скоростных фотокамер. Система AICON позволяет вычислять координаты положения макета в пространстве, синхронизировать измерения координат и времени путём приращения угловых и координатных значений.

В системе измерения и фиксации параметров процесса испытаний применены средства лазерной координатно-измерительной системы Leica (серия AT), оптической координатно-измерительной фотометрической системы AICON MoveInspect HF4 и цифровых фотокамер высокого разрешения. В последующем данные изображения преобразуются в трёхмерный объект, представляющий собой облако численностью до 50000 точек, на основе которого система AICON позволяет вычислить координаты положения в пространстве макета произвольной формы и синхронизировать измерения координат и времени путём приращения по времени угловых и координатных значений.

Экспериментальная обработка динамики посадки опытного образца

Одной из основных задач наземной экспериментальной обработки КА для исследования планеты Марс являются испытания по отработке динамики посадки посадочного модуля (ПсМ) (Александров Л.Г., Бирюков А.С. и др., 2014). Моделирования динамики посадки ПсМ представляют собой серию сбросов макета ПсМ на различные грунты с вертикальной скоростью посадки на поверхность, имитирующую уклоны в зоне предполагаемой посадки и под различными углами отклонения оси X от гравитационной оси планеты.

Мягкая посадка КА на поверхность определяется следующими факторами:

- конструктивными особенностями аппарата и свойствами его энергопоглотителей;
- наклоном планетной поверхности в месте посадки аппарата;
- ориентацией КА в момент первого касания опор поверхности;
- вертикальной и горизонтальной составляющими вектора линейной и угловой скорости КА в момент первого касания;
- внешними силами, действующими на аппарат при посадке;
- характеристиками грунта.

Массово-инерционные характеристики КА считаются заданными, так как они определяются в результате анализа компоновки и проведения массовых и центровочных расчётов.

Для поглощения энергии при мягкой посадке КА в конструкции элементов посадочного устройства предусмотрены специальные поглотители. Эти устройства

поглощают основную часть кинетической энергии КА. Другая, гораздо меньшая часть энергии, поглощается вследствие трения о грунт, а также внутреннего трения в элементах конструкции. Энергопоглотители математической модели КА могут иметь расчётные характеристики «усилие – деформация» любого вида, однако в дальнейшем с целью упрощения выкладок будут рассмотрены только энергопоглотители «усилие – деформация» в виде ступенчатой функции.

При посадке КА на поверхность планеты в конструкции посадочного устройства возникают силы. Внешние силы прикладываются в момент соприкосновения основания опоры с грунтом планеты и имеют направление, противоположное направлению скоростей оснований соответствующих опор. Внешние силы определяются для каждого шага интегрирования (Δt) в зависимости от условий, при которых находится на этот момент динамическая система (Баженков В.И., Осин М.И., Захаров Ю.В., 1985).

На основании каждой опоры КА (li) при движении по грунту планеты действуют: сила воздействия корпуса КА (через элементы посадочного устройства); реакция грунта; сила трения основания опоры по грунту.

Силовое взаимодействие посадочного устройства с поверхностью планеты зависит от её рельефа, структуры и механических свойств грунта в месте посадки.

В общем случае движение космического посадочного аппарата как твёрдого тела может быть описано уравнениями Эйлера. Уравнения (1) описывают движения центра масс КА, уравнения (2) – движение вокруг центра масс. Выражения (3) являются кинематическими соотношениями Эйлера.

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV_u}{dt} &= \frac{F_u}{m} - g_n \sin\vartheta \cos\varphi + V_v w_w - V_w w_v; \\ \frac{dV_v}{dt} &= \frac{F_v}{m} - g_n \cos\vartheta + V_w w_u - V_u w_w; \\ \frac{dV_w}{dt} &= \frac{F_w}{m} - g_n \sin\vartheta \sin\varphi + V_u w_v - V_v w_u \end{aligned} \right\}; \quad (1)$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{dw_u}{dt} &= \frac{M_u}{I_u} + w_v w_w \left(\frac{I_v - I_w}{I_u} \right); \\ \frac{dw_v}{dt} &= \frac{M_v}{I_v} + w_u w_w \left(\frac{I_w - I_u}{I_v} \right); \\ \frac{dw_w}{dt} &= \frac{M_w}{I_w} + w_u w_v \left(\frac{I_u - I_w}{I_w} \right) \end{aligned} \right\}; \quad (2)$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\vartheta}{dt} &= w_w \cos\varphi - w_u \sin\varphi; \\ \frac{d\varphi}{dt} &= w_v - w_w \sin\varphi \operatorname{ctg}\vartheta - w_u \cos\varphi \operatorname{ctg}\vartheta; \\ \frac{d\psi}{dt} &= w_w \sin\varphi \operatorname{cosec}\vartheta + w_u \operatorname{cosec}\vartheta \cos\varphi \end{aligned} \right\}. \quad (3)$$

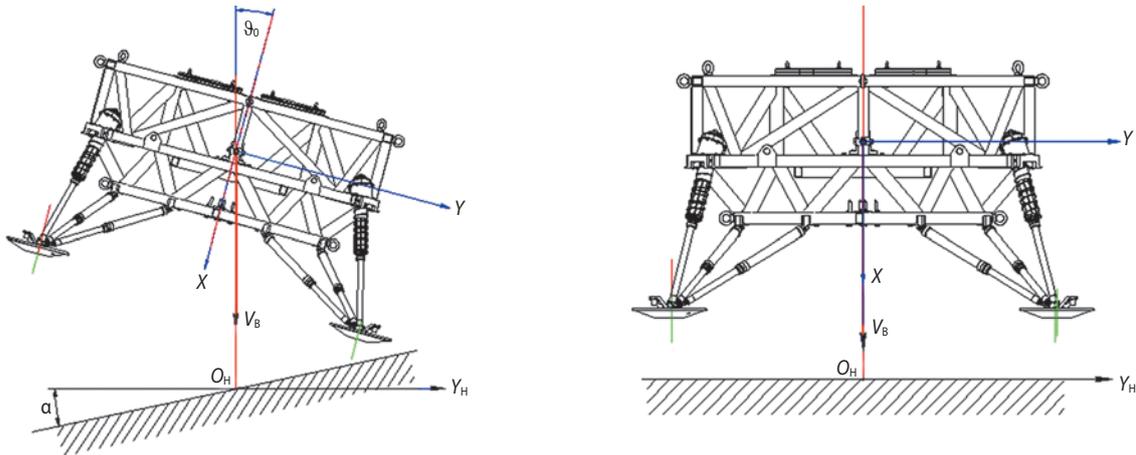


рисунок 4. Схемы испытаний макета

Испытания макета проводились на стенде, обеспечивающем режимы испытаний, приведённые в таблице 1, в условиях свободного падения, приближённых к марсианским. Для имитации марсианского ускорения $g=3.74 \text{ м/с}^2$ осуществляется обезвешивание макета в наземных условиях 62% веса, а площадка посадки заполняется грунтом-аналогом.

На рисунке 4 приведены схемы посадки макета на поверхность с углами склона α , равными 0 и 15 градусов.

Сбросы осуществлялись на поверхность, имитирующую уклоны в зоне предполагаемой посадки марсианского КА, с расчётной высоты, обеспечивающей заданную посадочную скорость. Соударение макета с поверхностью происходит с вертикальной скоростью до 2 м/с и углом отклонения от гравитационной вертикали не более 7 градусов.

Для контроля процесса испытаний на корпусе макета установлены средства измерения для фиксации следующих параметров:

- линейной и угловой скоростей макета;
- угла наклона продольной оси макета к местной вертикали в момент подхода к посадочной поверхности;
- значений составляющих ускорения на макете и опорах;
- деформаций в подкосах и амортизаторах;
- хода амортизаторов;
- деформаций грунта-аналога в местах контакта с опорами;
- усилия обезвешивания макета.

При испытаниях макета результаты измерений регистрировались в цифровом виде и после обработки, с помощью программного обеспечения, сохранялись в компьютере; на их основе были построены графики измерений во времени. Графики результатов испытаний с первого режима (ускорений, относительной деформации, скорости, силы и ходов амортизаторов) приведены на рисунках 5–9. Аналогичным образом была проведена обработка экспериментальных данных с других датчиков и режимов испытаний.

Диаграмма обжатия амортизатора определяется величиной силы и величиной деформации (ходом) амортизатора во времени, в течение которого происходит обжатие амортизатора. На рисунке 10 представлены диаграмма обжатия амортизатора и диаграммы, полученные в ходе математического моделирования динамики посадки.

После испытаний разрушения конструкций макета не обнаружено, а максимальный ход амортизаторов составил менее 60 мм, что соответствует требованиям ТЗ.

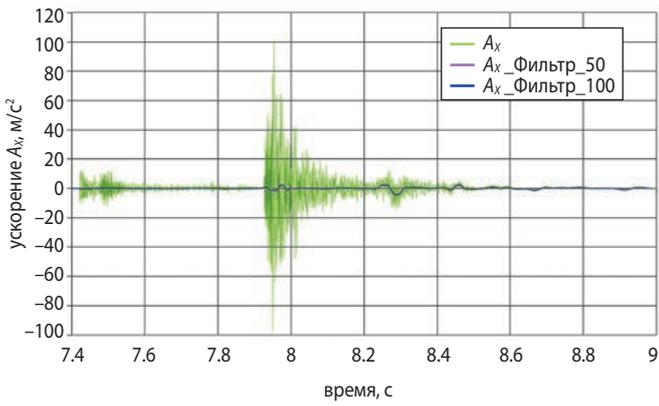
Результаты измерений, полученные в ходе проведения испытаний, представленные в таблице 2, соответствуют заданным в ТЗ значениям.

Режимы испытаний, указанные в таблице 2, выдержаны в пределах допускаемых отклонений: по скорости подхода к поверхности $\Delta V_B = \pm 0.3 \text{ м/с}$ и по углу отклонения продольной оси от вертикали $\Delta \theta_0 = \pm 1^\circ$, при этом максимальный ход амортизатора стойки ПУ не превысил величину 0.185 м.

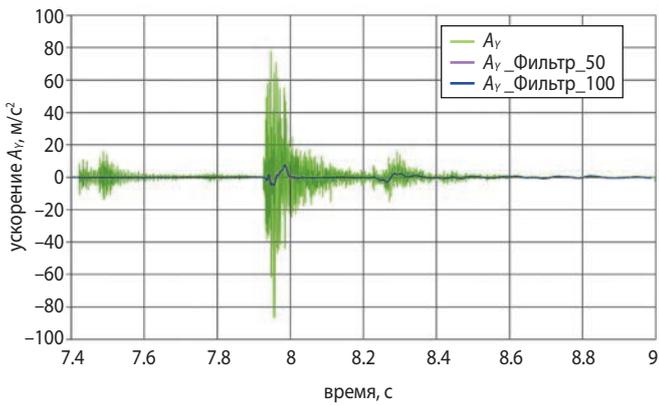
таблица 1 – Режимы испытаний макета

№ режима	скорость касания V_B , м/с	угол от вертикали θ_0 , градус	схема сброса на опоры	угол уклона α , градус	модель грунта
1	2.0	0.0	4	0	бетон
2	2.0	7.0	2–2	15	бетон
3	2.0	0.0	4	0	грунт-аналог
4	2.0	7.0	2–2	15	грунт-аналог
5	2.0	0.0	4	0	бетон

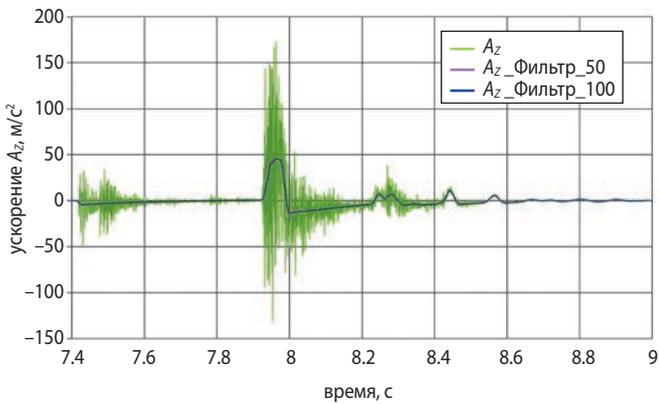
МЕТОД МОДЕЛИРОВАНИЯ ПОСАДКИ АППАРАТА НА ПОВЕРХНОСТЬ МАРСА НА ДИНАМИЧЕСКОМ СТЕНДЕ



а



б



в

а – изменение по времени составляющей ускорения A_x ;
б – изменение по времени составляющей ускорения A_y ;
в – изменение по времени составляющей ускорения A_z .
рисунок 5. Графики ускорения. Режим № 1

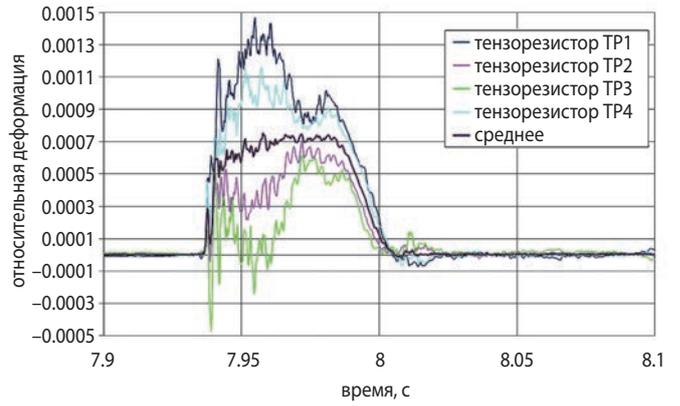


рисунок 6. Изменение по времени относительной деформации амортизатора при сбросе № 1. Амортизатор 1

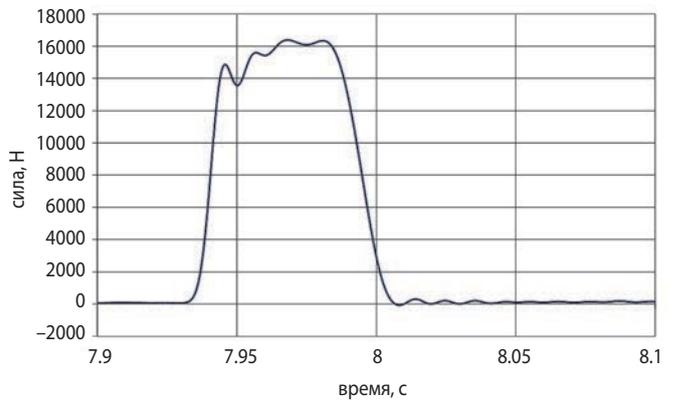


рисунок 7. Изменение по времени силы в амортизаторе при сбросе № 1. Амортизатор 1

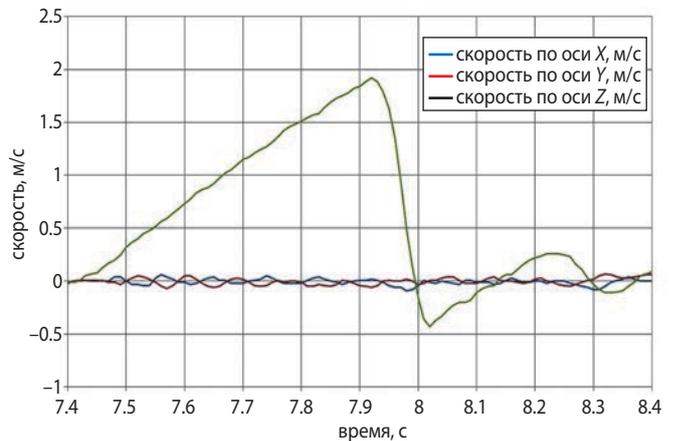


рисунок 8. Изменение скорости центра масс макета по при сбросе № 1

таблица 2 – Результаты измерений параметров макета при испытаниях

№ сброса	скорость касания V_B , м/с		угол подхода θ_0 при касании, градус	
	заданная	реализованная	заданный	реализованный
1	2.0 ± 0.3	1.92	0.0 ± 1.0	0.92
2	2.0 ± 0.3	2.04	7.0 ± 1.0	7.36
3	2.0 ± 0.3	1.87	0.0 ± 1.0	0.68
4	2.0 ± 0.3	2.14	7.0 ± 1.0	7.29
5	2.0 ± 0.3	2.02	0.0 ± 1.0	0.2

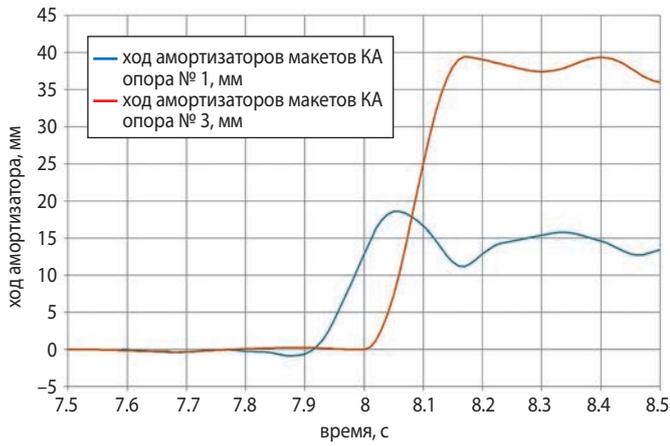


рисунок 9. Изменение хода амортизаторов по времени при сбросе № 1

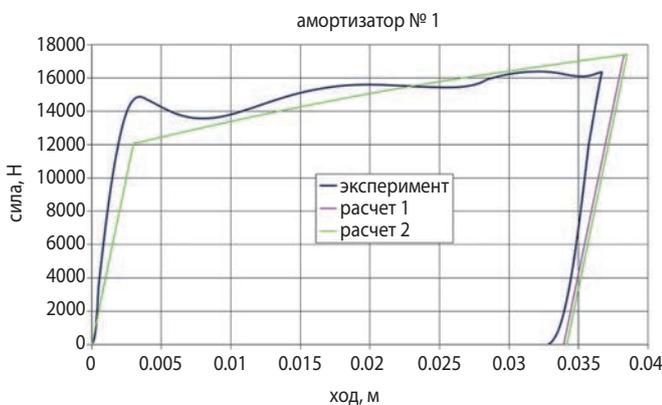


рисунок 10. Изменение хода амортизатора по времени при сбросе № 1 и математического моделирования

Результаты испытаний макета позволяют: определить динамические силовые характеристики посадочного устройства посадочного аппарата и грунтов-аналогов;

- определить нагрузки и деформации;
- обеспечить устойчивость макета при влиянии перечня параметров, определяющих посадку;
- определить перегрузки, действующие на макет в процессе посадки;
- получить информацию о функционировании посадочного устройства;
- получить необходимые данные о посадке макета для верификации математической модели.

Научная новизна разрабатываемого метода заключается в существенном вкладе в решение новой научной задачи – посадки на поверхность Марса автоматического посадочного аппарата, которая потребовала разработки теории новых вариантов удара, применения современных средств измерений, применения теории физического моделирования, планирования эксперимента и экспериментальной отработки.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработан метод моделирования на стенде в наземных условиях мягкой посадки аппарата на поверхность Марса.

Метод моделирования посадки аппарата позволяет определить экспериментальную зависимость деформации посадочных устройств от кинетической энергии и жёсткости грунтов, уточняющие результаты математического моделирования и определяющие расчётные случаи посадки.

Результатом исследования образца посадочного аппарата новым методом позволяет определить устойчивость посадочного аппарата при посадке на поверхность Марса.

Экспериментально доказана работоспособность посадочного устройства в режимах, максимально приближенных к натурным.

Полученные экспериментальные данные результатов испытаний позволят верифицировать физико-математическую модель расчёта динамики посадки космического аппарата на поверхность Марса на основе сравнительного анализа данных.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Александров Л.Г., Бирюков А.С., Макаров В.П., Михайлов Д.Н. Отдельные аспекты наземной экспериментальной отработки космического аппарата «ЭКЗОМАРС-2018» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 124-127.

Артемов А.В., Быков А.И., Маркачёв Н.А., Рыков Е.В. Моделирование мягкой посадки космического аппарата на лунную поверхность. Разработка средств и методик испытаний в наземных условиях с использованием динамически подобных моделей космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 1. С. 31-38.

Баженов В.И., Осин М.И., Захаров Ю.В. Моделирование основных характеристик и процессов функционирования космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1985. 239 с.

Галеев А.Г., Захаров Ю.В., Макаров В.П., Родченко В.В. Проектирование испытательных стендов для экспериментальной отработки объектов ракетно-космической техники // Научное издание МАИ. 2014. С. 40-41.

Голиков Г.В., Гришин С.А., Захаров Ю.В., Макаров В.П. и др. Создание и совершенствование стенда бросковых испытаний автоматических космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А.Лавочкина. 2013. № 1. С. 56-62.

Статья поступила в редакцию 25.02.2020

Статья после доработки 26.02.2020

Статья принята к публикации 26.02.2020

К ВОПРОСУ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ФОЛЬГОВЫХ ЭЛЕКТРОНАГРЕВАТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ЛАЗЕРНЫМИ ТЕХНОЛОГИЯМИ

ON MANUFACTURING OF A SC FOIL ELECTRIC HEATERS BY LASER PROCESSING TECHNOLOGIES



П.А. Вятлев¹,
кандидат технических
наук,
vyatlev@laspace.ru;
P.A. Vyatlev



А.Г. Шеманов¹,
tenzo@laspace.ru;
A.G. Shemanov



С.Г. Харитонов¹,
tenzo@laspace.ru;
S.G. Kharitonov



Ю.Н. Мишин¹,
tenzo@laspace.ru;
Yu.N. Mishin

В статье рассмотрены составляющие фотолитографической технологии изготовления фольговых электронагревателей систем обеспечения теплового режима космических аппаратов. Предложена альтернативная технология изготовления фольговых электронагревателей лазерным методом. Проведён сравнительный анализ возможностей фотолитографических и лазерных методов изготовления фольговых электронагревателей.

Ключевые слова:
космический аппарат;
система обеспечения теплового режима;
фольговый электронагреватель;
фотолитография;
лазерный метод.

DOI: 10.26162/LS.2020.47.1.011

ВВЕДЕНИЕ

Для поддержания температуры элементов конструкции, приборов служебной и научной аппаратуры в течение активного срока существования современного космического аппарата (КА) в диапазоне, обеспечивающем штатное, безаварийное

The article covers components of photolithographic technology of the foil electric heaters manufacturing for the spacecraft thermal control systems. An alternative technology is suggested for the foil electric heaters manufacturing by means of laser method. A comparative study is presented analyzing capabilities of both photolithographic and laser methods of the foil electric heaters manufacturing.

Key words:
spacecraft;
thermal control system;
foil electric heater;
photolithography;
laser method.

функционирование этих подсистем и элементов, служит система обеспечения теплового режима (СОТР) (Мошнев А.А., Шостак С.В., 2019). Для КА негерметичного исполнения аппаратура и оборудование подсистемы СОТР должны предусматривать сброс

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

тепла через посадочную поверхность. Нормируемая средняя плотность теплового потока от блоков на посадочную термостабилизируемую поверхность составляет не более $0,2 \text{ Вт/см}^2$ (Тулин Д.В., Финченко В.С., 2014). СОТР КА включает в себя ряд подсистем, имеющих в своём составе электронагреватели, предназначенные для компенсации теплопотерь термостатируемого объекта в случае его отрицательно теплового баланса (Тулин Д.В. и др., 2014). Отказ подсистем СОТР в некоторых случаях может стать критическим для определяющих систем КА, что приведёт к экстремальным значениям температур или других показателей (Гущин В.Н., 2003). Известны случаи применения электронагревателей при наземной тепловакуумной обработке (Гончаров К.А. и др., 2018). Таким образом, совершенствование теоретической и производственной базы для производства электронагревателей СОТР КА позволяет повысить качество и точность выходных параметров и снизить затраты на их разработку и производство.

1. Конструкция и основные параметры фольговых электронагревателей

Рассмотрим особенности конструкции электронагревателя, применяемого в том числе для неплоских поверхностей (Володин Н.М., Павлинова Е.Е., 2014). Фольговый электронагреватель (рисунок 1) содержит плоский резистивный элемент 1 в форме меандра,

выполненный из фольги с высоким удельным сопротивлением (например, константовая фольга или аналогичная по характеристикам). Нагревательный резистивный элемент 1 закреплён между двумя слоями диэлектрического материала 2. Концы нагревательного элемента 1 соединены с контактными площадками 3. Каждый слой диэлектрического материала 2 представляет собой арамидную ткань, пропитанную лаком (например, эпоксидным ЭП-730), и выполнен в форме прямоугольника с выступом 4 со стороны контактных площадок. Электронагреватель снабжён радиационно стойким экранированным кабелем 5, провода 6 которого подпаяны к контактными площадкам 3. Кабель 5 закреплён между выступами 4 электроизоляционных слоёв 2, а на его противоположном конце смонтирован соединитель 7, через который на электронагреватель подаётся бортовое питание. Плоский резистивный элемент приклеен лаком на арамидную ткань 2. Сверху приклеивается защитная арамидная ткань 2; её верхний и нижний электроизоляционные слои имеют одинаковую форму и размеры. В конструкции используется радиационно стойкий кабель, например МСЭ 26-15 $2 \times 0,2$; с другой стороны кабель заканчивается соединителем, например 2РМ.

Тепловая мощность электронагревателя в общем случае зависит от уровня окружающих температур, геометрии элемента и распределения тепловых нагрузок.

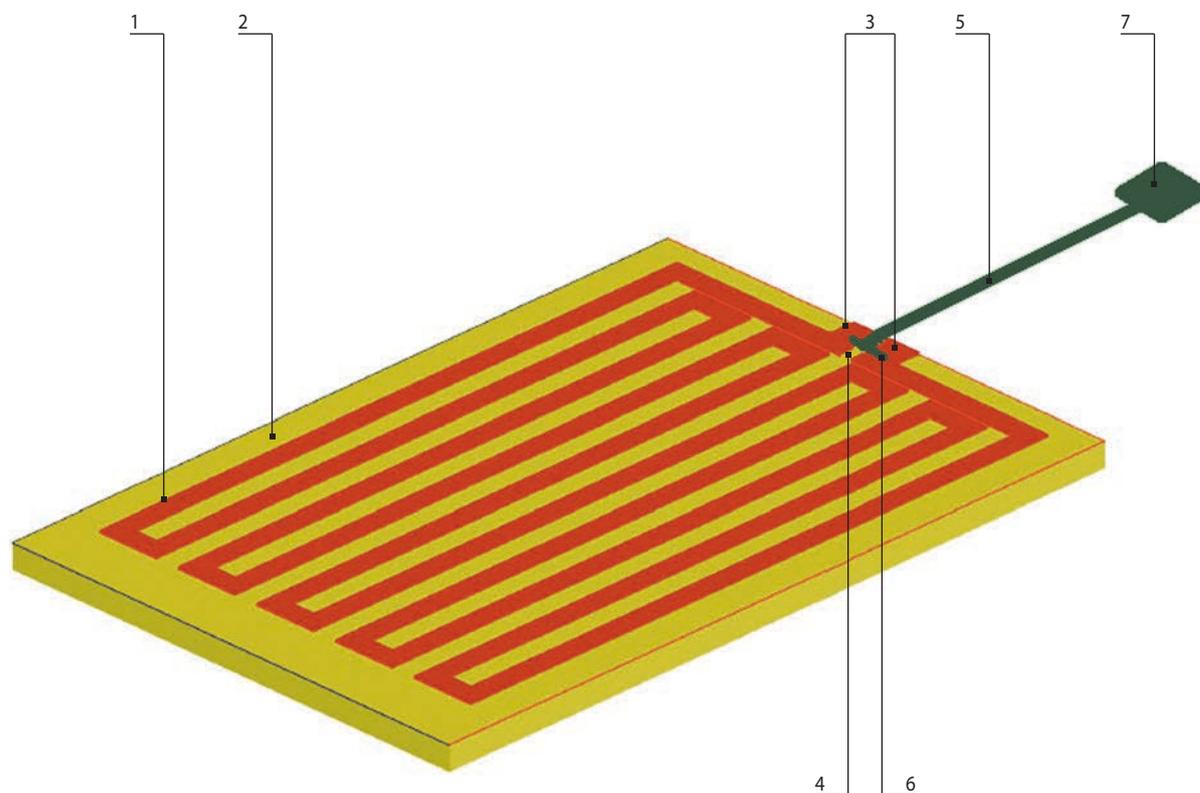


рисунок 1. Топология фольгового электронагревателя

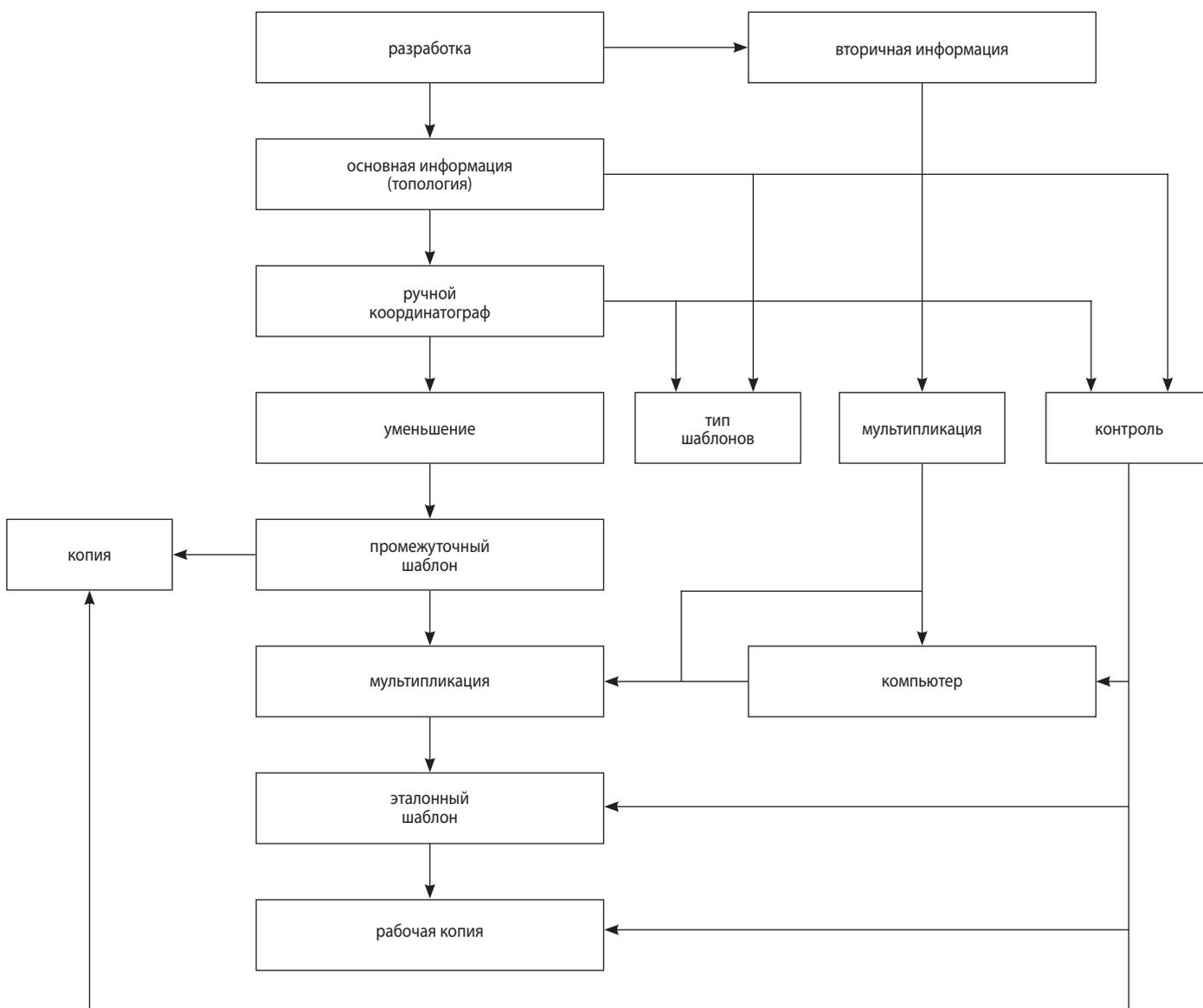


рисунок 2. Процесс изготовления фотошаблона

2. Особенности фотолитографической технологии изготовления фольговых электронагревателей

Изготовление электронагревателей строится на фотолитографических методах (Пресс Ф.П., 1978; Буловский П.И., Зауэр В., 1983) и состоит из следующих этапов:

- изготовление фотошаблона (рисунок 2);
- изготовление электронагревателя фотолитографией (рисунок 3).

2.1. Изготовление фотошаблона

Изготовление фотошаблонов оптико-механическим методом представляет собой весьма трудоёмкий процесс и включает в себя последовательность нескольких технологически сложных операций, представленных на рисунке 2.

2.2. Нанесение слоя фоторезиста

Нанесение слоя фоторезиста на подложку осуществляется центрифугированием. Включение центрифуги приводит к растеканию жидкого фоторезиста под действием центробежных сил. Прилегающий к подложке граничный слой формируется за счёт уравновешивания центробежной силы, пропорциональной числу оборотов, и силы сопротивления, зависящей от когезии молекул фоторезиста. Время центрифугирования практически не влияет на параметры слоя; для его формирования достаточно 20–30 с.

При центрифугировании на краю подложки всегда возникает утолщение, линейные размеры которого зависят от вязкости резиста, скорости вращения центрифуги и геометрии подложки. В слое, нанесённом на центрифуге, всегда есть внутренние напряжения; плотность дефектов довольно высока, например, из-за того, что пыль из окружающей среды концентри-

руется в центре вращающегося диска (диск является своеобразным центробежным насосом).

Необходимо учитывать, что толщина слоя и его качество при центрифугировании зависят от: типа фоторезиста и его вязкости; максимальной скорости вращения; ускорения центрифуги; температуры и влажности окружающей среды; свойств поверхности подложки.

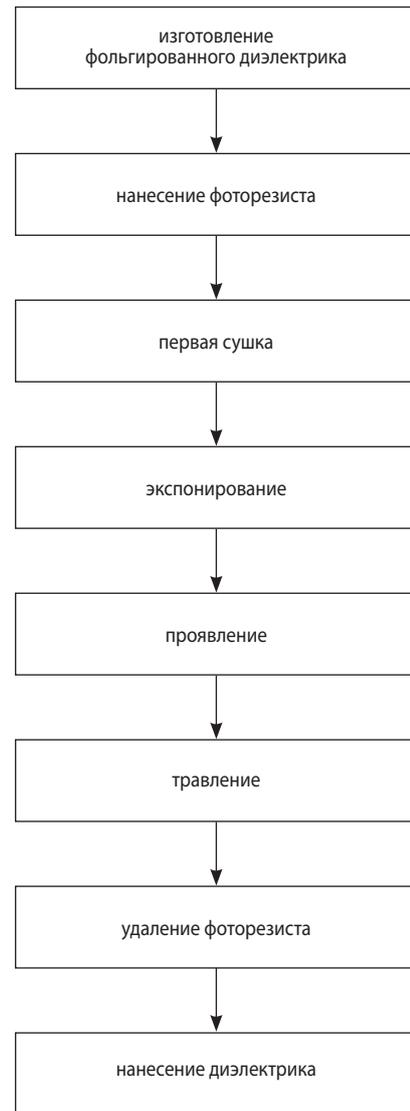
Кроме центрифугирования, известны такие методы нанесения фоторезистов, как распыление, электростатическое нанесение, погружение. При нанесении фоторезиста распылением возможно получать широкий интервал толщины слоёв, причём подложка может иметь неплоскую поверхность. Электростатическое нанесение сложнее, чем простое распыление, так как необходимо дополнительно учитывать электрические свойства фоторезиста: удельное сопротивление и диэлектрические потери. Основной трудностью при нанесении фоторезиста распылением является удаление загрязнений, притягиваемых электростатическим полем или струёй воздуха.

В последнее время особое внимание уделяется нанесению фоторезиста погружением. Применение специальных фоторезистов, непригодных для центрифугирования, позволяет получать равномерные слои при погружении подложки.

Первая сушка завершает формирование слоя фоторезиста. При испарении растворителя объём полимера уменьшается, слой стремится сжаться, но жёстко скреплённая с ним подложка препятствует этому. Возникающие при этом напряжения и характер их распределения определяются свойствами фоторезиста и режимами сушки.

2.3. Экспонирование и проявление

Экспонирование и проявление неразрывно связаны между собой. В силу этого необходимо уделять особое внимание выбору режимов, обеспечивающих точную передачу размеров, необходимо одновременно изменять время проявления и экспонирования. На практике чаще всего прибегают к подбору оптимального значения одного параметра при фиксации другого. С грубым приближением находят интервалы времени экспонирования и проявления, при которых получается удовлетворительное качество рельефа. Подбирая время экспонирования, следует тщательно стабилизировать остальные факторы, влияющие на точность передачи размеров изображения: колебания освещённости, неизбежный зазор между фотошаблоном и фоторезистом, повышение температуры слоя, иногда возникающие при экспонировании. Неравномерность освещения приводит к большим погрешностям, когда изменение размеров изображения приписывают изменению времени экспонирования,



рисунки 3. Линия фотолитографии

а на деле оно вызвано колебаниями освещённости по площади пластины. Из-за зазора между шаблоном и фоторезистом возникает френелевская дифракция, максимально заметная при малых размерах изображения. Использование для экспонирования мощных ламп иногда приводит к нагреву столика установки совмещения и самой подложки со слоем фоторезиста. Это может спровоцировать возникновение негативного изображения, особенно если экспозиция подобрана неверно и слишком большая.

Проявление негативных фоторезистов представляет собой процесс удаления экспонированных участков в органическом растворителе. Для позитивных фоторезистов проявление – более сложная химическая реакция, и проведение её требует особой тщательности. При проявлении необходимо контролировать температуру и значение кислотности проявителя. Изменение значения кислотности всего на одну десятую доли приводит к разбросу линейных размеров элемента примерно на 10% от номинала.

2.4. Травление

Можно добиться удовлетворительной передачи размеров на стадии проявленного рельефа фоторезиста, но при травлении возникает значительное растравливание и качество процесса в целом резко ухудшается. Пытаясь улучшить качество травления повышением температуры второй сушки, следует учитывать возможное оплавление фоторезиста по краю изображения, в результате чего мелкие элементы не вытравливаются. При травлении особенно полно обнаруживается зависимость качества от характеристик подложки, а поскольку эти характеристики связаны с другими технологическими процессами – то и от степени отработанности технологии в целом. Конечно, и на предшествующих стадиях характеристики подложек играют важную роль, но именно на травлении сильнее всего сказываются колебания свойств подложек и отклонения режимов других технологических операций — причём брак после травления не исправим.

2.5. Удаление фоторезиста

Операция по удалению фоторезиста приобретает чрезвычайно важное значение, так как от неё зависит качество последующих технологических операций. Необходимо обеспечить высокое качество очистки поверхности от загрязнений, внесённых в процессе фотолитографии. Используют следующие

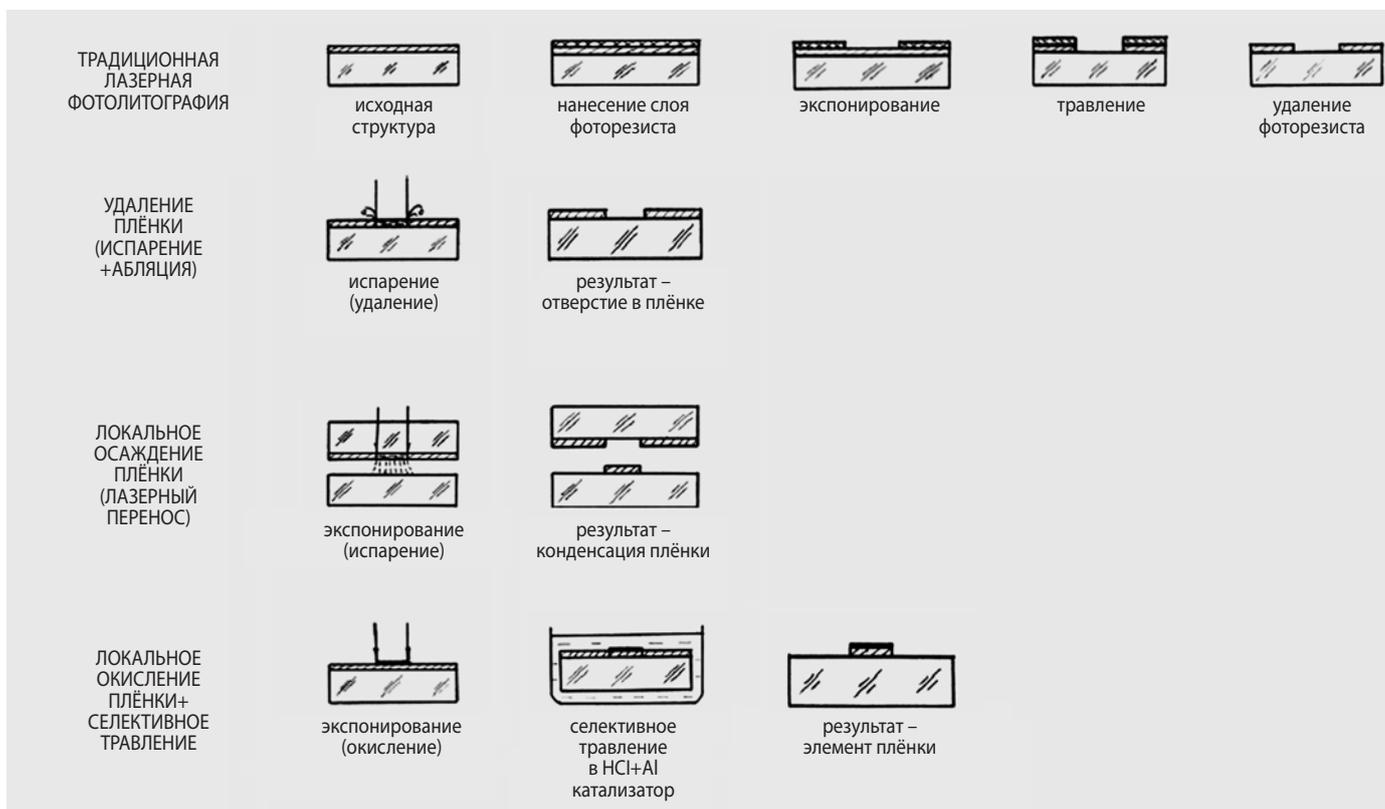
методы удаления фоторезиста: деструкция полимера; обработка в органических растворителях; плазмохимическая, термическая или фототермическая обработка, сводимая в основном к окислительной деструкции в кислороде или кислородосодержащих газах (Пресс Ф.П., 1978).

К недостаткам фотолитографического метода относится неравномерное травление металлического слоя при формировании топологии электронагревателя, что приводит к увеличению разброса конструктивных параметров и мощности.

3. Лазерные способы изготовления фольговых электронагревателей

Существует множество различных методов лазерной обработки материалов, которые можно использовать при изготовлении фольговых нагревателей: лазерная литография, лазерное напыление (перенос), лазерная сублимация (испарение) резиста, лазерная абляция металла, лазерная активация диэлектрика с последующим напылением металла и другие более экзотические методы (Вятлев П.А. и др., 2018). Некоторые из этих методов схематично представлены на рисунке 4.

В данной статье кратко рассмотрены три лазерных метода, которые наиболее реально использовать в условиях конкретного производства нагревателей фольговых в АО «НПО Лавочкина».



рисунк 4. Лазерные методы для изготовления нагревателей (Вейко В.П., 2011)

3.1. Лазерная литография

В отличие от метода фотолитографии, применяемого в АО «НПО Лавочкина» для изготовления фольговых нагревателей, при лазерной литографии, технологический процесс которой схематично представлен в первой строке на рисунке 4, исключаются технологические операции изготовления и хранения фотошаблонов, что значительно экономит время и сокращает стоимость производства. Экспонирование происходит непосредственно лазерным лучом, который перемещается по поверхности фоторезиста по запрограммированной траектории. Возможность высокоточного позиционирования и фокусировки лазерного луча в пятно микронных размеров значительно повышает точность формирования рисунка на фоторезисте. Минимальная расходимость и когерентность лазерного излучения позволяет получить абсолютно вертикальную засветку при экспонировании. За счёт этих факторов можно значительно уменьшить расстояние между дорожками и как следствие, при необходимости, уменьшить размеры рисунка, габаритные размеры и вес самого нагревателя. Ещё одно бесспорное преимущество использования лазерной литографии – универсальность, которая заключается в возможности быстрого изменения экспонируемого рисунка резистивного элемента нагревателя путём перенастройки программного обеспечения, оптических характеристик и мощности лазерной системы, что позволяет без дополнительных затрат разрабатывать и изготавливать нагреватели различной конфигурации. Также следует отметить, что лазерный метод экспонирования является полностью бесконтактным, не зависящим от качества изготовления и позиционирования фотошаблона, пыли, загрязнений, деформаций и других негативных факторов, неизбежно возникающих при контактных методах обработки.

3.2. Лазерная абляция масочного покрытия (резиста)

При методе лазерной абляции масочного покрытия, технологический процесс которого схематично представлен во второй строке на рисунке 4, на подложку наносится полимерное масочное покрытие (резист), после чего лазерный луч непосредственно удаляет масочное покрытие в требуемых местах, создавая заданный рисунок резистивного элемента нагревателя. Затем выполняется операция травления металлического материала (фольги) нагревателя. При этом материал маски должен быть устойчивым к травильным растворам. Метод абляции масочного покрытия также позволяет исключить технологические операции изготовления и использования фотошаблона. Дальнейшие технологические операции выполняют-

ся в соответствии с классическим методом фотолитографии. Описываемый метод лазерной обработки также обладает всеми преимуществами использования лазерного излучения указанными в разделе 3.1.

3.3. Лазерная абляция металлического слоя заготовки

Технология лазерной абляции основана на непосредственном вырезании резистивного элемента нагревателя из металлической фольги заготовки. Ключевым преимуществом непосредственной лазерной абляции является полное исключение химически вредных технологических операций литографии, таких как, нанесение фоторезиста, задубливание, травление, проявление, очистка фоторезиста, а также кардинальное сокращение всех технологических операций при изготовлении фольговых нагревателей. Наряду со всеми вышеуказанными преимуществами бесконтактных лазерных методов непосредственная обработка конечной детали ещё более повышает точность и качество изготовления резистивного элемента.

Основная трудность при реализации данного метода заключается в следующем: необходимо удалить поверхностный металлический слой, но при этом не повредить слой электроизоляционного материала-арамидную ткань подложки.

Данная задача решается расчётом и реализацией оптимальных параметров лазерной системы:

- тип (длина волны излучения) используемого лазера выбирается таким, чтобы разница в спектральном поглощении лазерного излучения металлом и электроизоляционным материалом была максимальной;
- режим работы лазера (импульсный или непрерывный);
- мощность лазерного излучения;
- плотность мощности лазерного излучения;
- форма лазерного пучка;
- глубина фокусировки;
- расчёт оптических характеристик объектива;
- скорость перемещения лазерного пучка по поверхности обрабатываемой детали.

3.4. Лазерные системы для изготовления фольговых электронагревателей

В состав лазерных систем для данного применения должны входить следующие основные составные части: лазер, источник питания, система охлаждения, система позиционирования заготовки или сканер (летающая оптика).

Учитывая спектры поглощения металлических, полимерных и композитных материалов, а также современный уровень технологического развития

лазерной промышленности, при производстве нагревателей фольговых целесообразно использовать лазеры, излучающие в ультрафиолетовом или инфракрасном диапазоне.

К существующим в промышленном исполнении ультрафиолетовым лазерам относятся эксимерные: ArF с длиной волны излучения $\lambda=193$ нм; KrF, $\lambda=248$ нм; XeCl, $\lambda=308$ нм, а также твёрдотельный NdYAG-лазер на третьей гармонике, $\lambda=355$ нм. Из инфракрасных лазеров можно использовать NdYAG-лазер на первой гармонике, $\lambda=1,06$ мкм, а также газовые CO₂-лазеры с диапазоном длин волн излучения от 9,4 до 10,6 мкм.

Дополнительно к основным преимуществам использования лазерных систем при изготовлении нагревателей фольговых относятся:

- сокращение технологических операций;
- возможность исключения химически вредных технологических операций;
- бесконтактные (чистые) технологии изготовления;
- высокое качество и точность изготавливаемых изделий;
- высокая универсальность (перестраиваемость на новый тип изделий) лазерного оборудования.

Лазеры могут использоваться и для других прикладных задач, повышающих качество изготовления, например обработка острых краёв заготовки, сверление отверстий, изготовление двухслойных нагревателей и др.

Наряду с неоспоримыми технологическими преимуществами лазерных систем существуют и объективные трудности для их внедрения и использования в производстве, основными из которых являются сложность оборудования, стоимость и затраты на обслуживание.

Для разработки лазерных технологий изготовления фольговых электронагревателей в АО «НПО Лавочкина» предполагается использовать лазерную установку на основе CO₂-лазера, созданную в 2007 году под руководством В.К. Сысоева и П.А. Вятлева, для продолжения научных исследований в области использования лазерной энергии при испытаниях и производстве космических аппаратов.

заключение

Лазерная технология изготовления электронагревателей для КА позволяет:

- сократить сроки и трудоёмкость технологического процесса изготовления электронагревателя;
- повысить точность конструктивных параметров и мощности электронагревателя, указанных в техническом задании;

- уменьшить влияние предельно допустимых концентраций вредных веществ в воздухе рабочей зоны на персонал, за счёт перехода некоторых технологических операций от фотолитографических к лазерным методам.

список литературы

Буловский П.И., Заур В. Технология элементов электронной аппаратуры. Л.: Машиностроение, Ленингр. отделение, 1983. 221 с.

Вейко В.П. Лазерные микро- и нанотехнологии в микроэлектронике. СПб.: СПбГУ ИТМО, 2011. 141 с.

Володин Н.М., Павлинова Е.Е. Гибкий фольговый электронагреватель. Патент на полезную модель РФ № 136944 U1. Патентообладатель: АО «НПО Лавочкина». Опубл. 20.01.2014. Бюл. № 2.

Вятлев П.А., Сергеев Д.В., Сысоев В.К. Механизм образования отверстий при лазерной перфорации металлизированных пленок экранно-вакуумной тепловой изоляции // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25, № 2. С. 37-42.

Гончаров К.А., Катин А.А., Коржов К.Н., Куперштейн В.Б. и др. Моделирование натуральных условий эксплуатации радиационных холодильников для криостатирования фотоприёмников оптико-электронной аппаратуры при наземной тепловакуумной обработке // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 4. С. 31-37.

Гуцин В.Н. Основы устройства и космических аппаратов: учеб. для вузов. М.: Машиностроение, 2003. 272 с.

Мошнеев А.А., Шостак С.В. К вопросу трансформируемых конструкций космических телескопов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 4. С. 36-40.

Пресс Ф.П. Фотолитографические методы в технологии полупроводниковых приборов и интегральных микросхем. М.: Сов. радио, 1978. 96 с.

Тулин Д.В., Финченко В.С. Теоретико-экспериментальные методы проектирования систем обеспечения теплового режима космических аппаратов // Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований / Сост. В.В. Ефанов; Под ред. В.В. Хартова, К.М. Пичхадзе. В 3 т. Т. 3. М.: Изд-во МАИ ПРИНТ, 2014. С. 1320-1437.

Тулин Д.В., Ефремова Т.Н., Плугарь С.М., Шабарчин А.Ф. Система обеспечения теплового режима телескопа Т-170 и научной аппаратуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 97-103.

Статья поступила в редакцию 12.02.2020

Статья после доработки 13.02.2020

Статья принята к публикации 13.02.2020

РАЗРАБОТКА И ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА УПРАВЛЕНИЯ ГОРЯЧИМ ДЕФОРМИРОВАНИЕМ ЛИСТОВОЙ ЗАГОТОВКИ ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ПУТЁМ РЕГУЛИРОВАНИЯ ЕЁ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ

DEVELOPMENT AND APPLICATIONS OF THE TITANIUM ALLOY SHEET HOT DEFORMATION CONTROL METHOD BY ADJUSTMENT OF ITS TEMPERATURE FIELD

Н.А. Маркачев¹,
кандидат технических наук,
markachev@laspase.ru;
N.A. Markachev

Я.А. Соболев²,
профессор, доктор технических наук,
yasobolev@mail.ru;
Y.A. Sobolev

И.С. Петухов²,
ivanpetukhovs@yandex.ru;
I.S. Petukhov

Д.Н. Михайлов¹,
mdn@laspase.ru;
D.N. Mikhaylov

Б.А. Князев¹,
ssm@laspase.ru;
B.A. Knyazev

К.Я. Савинкова²,
аспирант,
info@ilmatech.ru;
K.Y. Savinkova

Приведены результаты экспериментальных работ по формообразованию газом сферических оболочек из титанового сплава VT23 в условиях сверхпластичности. Выполнены теоретические расчёты получения равнотолщинной полусферы в переменном температурном поле. Разработана конструкция штамповой оснастки и технология, позволяющая управлять деформацией заготовки.

The results of experimental studies of the gas formation of the VT23 titanium alloy spherical shells under the conditions of superplasticity are presented. The theoretical calculations for obtaining of the hemispheres of equal thickness in the variable temperature field are performed. The design of the die tooling and the technology allowing control of the deformation of the workpiece are developed.

Ключевые слова:
сверхпластичность;
газовая формовка;
переменное температурное поле;
титановый сплав;
напряжённое состояние.

Key words:
superplasticity;
gas forming;
variable temperature field;
titanium alloy;
stress.

DOI: 10.26162/LS.2020.47.1.012

Широкое применение титановых сплавов сдерживается их низкой технологичностью, особенно это проявляется при штамповке тонколистовых материалов, когда нельзя применить нагрев заготовки. Высокая прочность и низкая пластичность затрудняют получение деталей обычными методами листовой штамповки. Для изготовления полусфер применяют многопереходную горячую штамповку из толстого металла, штамповку взрывом или объёмную штамповку с последующей механической обработкой, что удорожает стоимость получаемого изделия (Чумаченко Е.Н., Смирнов О.М., Цетин М.А., 2005; Мулюков Р.Р., Имаев Р.М., Назаров А.А., Имаев М.Ф. и др., 2014).

Для снижения стоимости изделия предложена технология газовой формовки, которая позволяет при на-

личии сверхпластичного материала получать тонколистовую штамповку (рисунок 1) (Beck W., Duong L., Rogall H., 2008; Бараев А.В., Вайцехович С.М., Крувенко Г.Г., Мишуков А.В., и др., 2013). Учитывая жёсткие требования к поверхности детали по наличию газонасыщенного слоя на поверхности заготовки технологический процесс проводится в вакууме, обеспечивающем надёжную защиту от окисления.

Полусферы, полученные методом прямой газовой формовки, имеют значительную разнотолщинность до 150%, что отрицательно влияет на весовые показатели изделия в целом (Маркачев Н.А., Михалевский К.И., Соболев Я.А., Савинкова К.Я., 2017).

Для перераспределения толщины изделия опробованы предварительная подштамповка, реверсивная

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

² ФГБОУ ВО «Московский политехнический университет», Россия, г. Москва.

Moscow Polytechnical University, Russia, Moscow.

РАЗРАБОТКА И ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА УПРАВЛЕНИЯ ГОРЯЧИМ ДЕФОРМИРОВАНИЕМ ЛИСТОВОЙ ЗАГОТОВКИ ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ПУТЁМ РЕГУЛИРОВАНИЯ ЕЁ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ



рисунок 1. Полусфера Ø580 мм

газовая формовка, охлаждение заготовки в центральной части за счёт инертного газа (Шутиков А.А., 2014). Результаты показали, что применение холодной подштамповки невозможно по причине образования микронадрывов на поверхности заготовки из-за низкой пластичности титанового сплава, которые в дальнейшем раскрывались при формообразовании и приводили к локальному утонению металла в месте их образования. Требуемая толщина изделия 1,2 мм в купольной части не допускает механической обработки, а наличие утонений является браковочным признаком.

Применение реверсивной формовки создавало в месте перегиба дополнительные локальные утонения, которые недопустимы по техническим требованиям на изделие (Маркачев Н.А., Михалевский К.И., Соболев Я.А., Савинкова К.Я., 2017).

Попытки охладить центральную часть заготовки газом не дали положительных результатов. Охлаждающая теплоёмкость газа значительно ниже теплоёмкости титана.

В основу метода управления деформационными процессами в листовой титановой заготовке в условиях сверхпластичности положена зависимость напряжения течения металла от температуры. Из графика на рисунке 2 следует, что в диапазоне температур от 750...860°C напряжение течения изменяется от 1,4 до 0,69 кгс/мм².

Метод реализуется следующим образом (рисунок 3): в матрицу, состоящую из основания 3, обоймы 2 и вкладышей 1 и 11, помещают листовую заготовку 5. Крышку 4, со стоками тепла 6, 7 и устройствами подачи газа 8, расположенными на тягах 9, 10, опускают на заготовку, прижимают по контуру для обеспечения герметизации рабочей

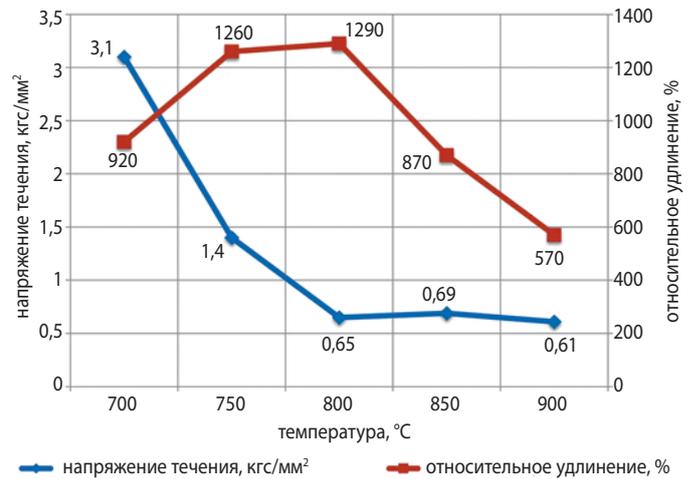


рисунок 2. Зависимость напряжения течения и относительного удлинения от температуры при сверхпластическом деформировании для VT23 (скорость деформации 10⁻³ с⁻¹)

полости. Штамповую оснастку устанавливают в вакуумную камеру, создают вакуум, зажимают силой прессы и нагревают штамп и заготовку по определённой зависимости. Нагрев в среде вакуума происходит в основном за счёт излучения. При этом стоки тепла 7, 6 не позволяют прогреться заготовке в месте контакта с такой же интенсивностью, что и периферийная часть. Создаётся неравномерное температурное поле заготовки, обеспечивающее различные условия деформации. Процесс формовки начинается с подачи инертного газа в рабочую полость. Газ подают через трубопроводы 8 под давлением до 2,5 МПа.

Применяя стоки тепла, в центральной части заготовки замедляют её прогрев по отношению к периферийной зоне, где нет контакта со стоками тепла. Соответственно, напряжение течения материала в центральной зоне будут выше, что в определённый

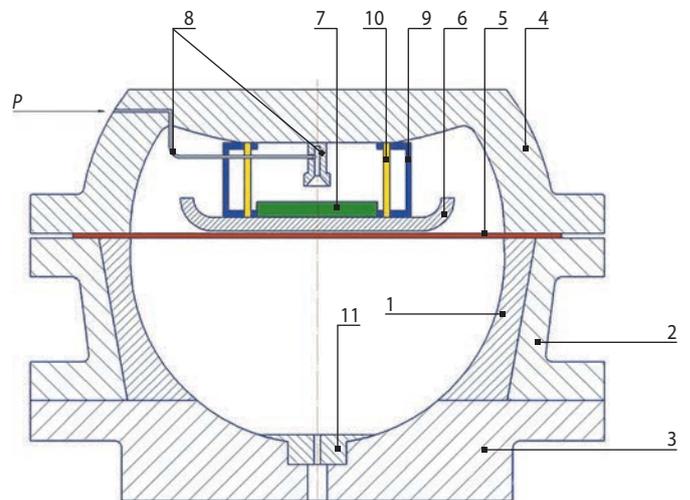


рисунок 3. Схема штамповой оснастки



рисунок 4. Штамповая оснастка

момент формообразования замедлит деформацию в этой области, обеспечив при этом необходимую толщину (Петухов И.С., Соболев Я.А., 2019).

Изменяя размеры, массу и объём стоков тепла, можно регулировать деформационные процессы в заготовке, влиять на толщину конечной штамповки. Технический результат заключается в получении равнотолщинной штамповки или в уменьшении разнотолщинности по всей детали, что позволит улучшить качество и уменьшить массу конечного изделия.

На рисунке 4 представлен натуральный образец штамповой оснастки для изготовления штамповок диаметром 580 мм из титанового сплава ВТ23 толщиной 3,6 мм.

Для построения алгоритма нагрева штамповой оснастки и заготовки и получения неравномерного тем-

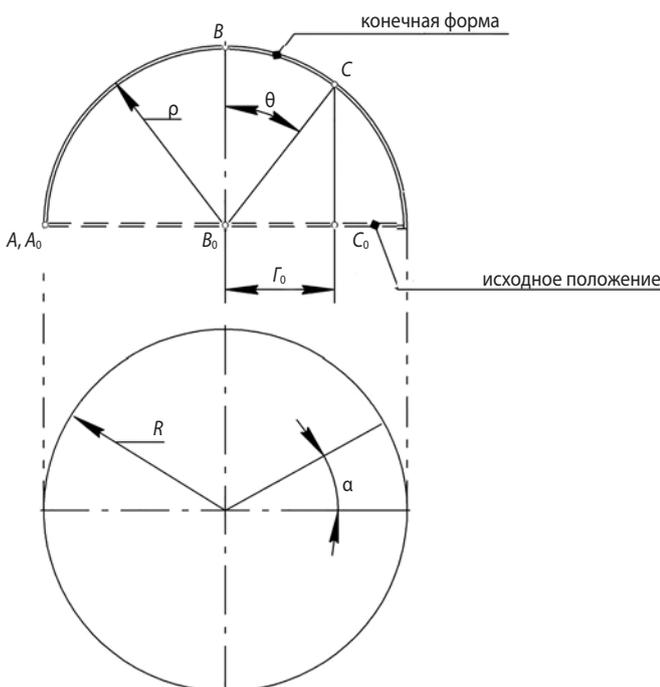


рисунок 5. Расчётная схема формообразования

пературного поля необходимо создание математической модели получения равнотолщинной полусферы.

Для математической модели получения полусферы с применением переменного температурного поля необходимо ввести допущение: утонение металла одинаково во всех точках деформируемой сферы. Для математического описания деформированного состояния используем сферические координаты ρ , θ , α , рисунок 5.

Если принять, что в конечный момент формообразования главные деформации ϵ_θ , ϵ_α распределены равномерно по координате θ , то произвольная точка C в начальный момент формоизменения должна занимать положение C_0 , где

$$r = 2R \frac{\theta_C}{\pi}.$$

Тогда величины ϵ_θ и ϵ_α в точке C определяются выражениями:

$$\epsilon_\theta = \ln \frac{\pi}{2};$$

$$\epsilon_\alpha = \ln \frac{\pi \sin \theta_C}{2\theta_C}.$$

Из условия постоянства объёма

$$\epsilon_\theta + \epsilon_\alpha + \epsilon_\rho = 0$$

следует, что деформация по толщине

$$\epsilon_{\rho C} = -\left(\ln \frac{\pi}{2} + \ln \frac{\pi \sin \theta_C}{2\theta_C}\right).$$

Добиться равномерного утонения листовой заготовки можно уменьшением растяжения заготовки по мере приближения рассматриваемой точки к оси. Примем в качестве базовой деформации по толщине деформацию в точке A и вычислим отношение деформации утонения (по абсолютной величине) в произвольной точке C к базовой, обозначив это отношение буквой K :

$$K = \frac{|\epsilon_{\rho C}|}{|\epsilon_{\rho A}|} = \frac{\ln \frac{\pi}{2} + \ln \frac{\pi \sin \theta_C}{2\theta_C}}{\ln \frac{\pi}{2}}.$$

Зависимость коэффициента K от угла θ показана на рисунке 6.

Чтобы получить равномерное утонение по всей сфере, необходимо обеспечить распределение скорости деформации утонения, обратной величине K . Совершенно очевидно, что это соотношение сохраняется независимо от характера изменения скорости по времени процесса.

Для последующих расчётов введём коэффициент λ , который изменяется в зависимости от угла θ для интенсивности деформаций

$$\epsilon_i = \frac{\sqrt{2}}{3} \sqrt{(\epsilon_\theta - \epsilon_\rho)^2 + (\epsilon_\rho - \epsilon_\alpha)^2 + (\epsilon_\alpha - \epsilon_\theta)^2} = \lambda \epsilon_\rho.$$

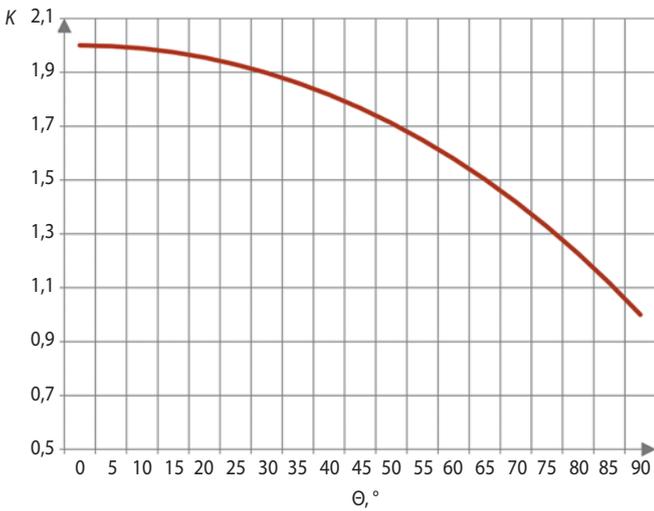


рисунок 6. Зависимость K от угла Θ

Коэффициент λ изменяется от $\lambda=1,15$ в точке A до $\lambda=1$ в точке B ввиду изменения схемы деформаций от плоской (чистого сдвига) в точке A до осесимметричной (сжатия) в точке B . Зависимость коэффициента λ от угла θ_C показана на рисунке 7.

Отметим, что исходное положение точки C (т.е. координаты точки C_0) при этом не изменится, поскольку при его нахождении изначально было принято допущение о равномерном распределении компоненты ϵ_θ по углу θ . Интенсивность скоростей деформации $\dot{\epsilon}$ при горячей деформации обычно связывают с интенсивностью напряжений σ_i зависимостью

$$\sigma_i = \sigma_{i_0} \left(\frac{\dot{\epsilon}_i}{\dot{\epsilon}_{i_0}} \right)^m,$$

где σ_{i_0} – интенсивность напряжений при интенсивности скоростей деформации $\dot{\epsilon}_{i_0}$ (чаще всего принимают значение $\dot{\epsilon}_{i_0} = 1 \text{ с}^{-1}$; m – коэффициент).

Таким образом, интенсивность напряжений в точке A

$$\sigma_{i_A} = \sigma_{i_{0A}} \left(\frac{\dot{\epsilon}_{i_A}}{\dot{\epsilon}_{i_0}} \right)^m,$$

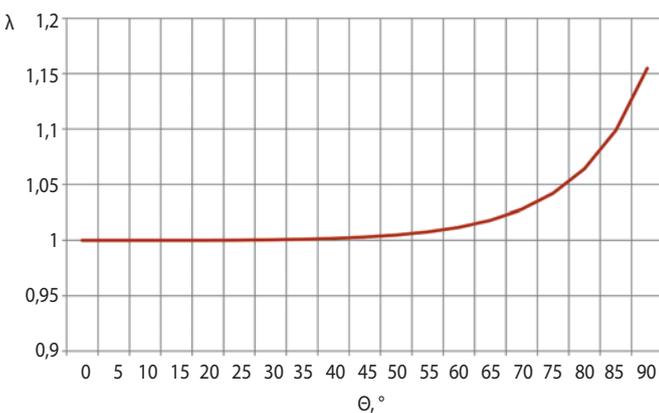


рисунок 7. Зависимость коэффициента λ от угла θ

в точке C

$$\sigma_{i_C} = \sigma_{i_{0C}} \left(\frac{\dot{\epsilon}_{i_C}}{\dot{\epsilon}_{i_0}} \right)^{m_C},$$

Интенсивность напряжений σ_i , равная, согласно условию пластичности Губера – Мизеса, сопротивлению деформации, σ_s связана с давлением газа внутри формуемой сферы формулой Лапласа

$$P = \frac{2\sigma_s S}{r_{cp}},$$

где S – толщина листа, одинаковая во всех точках полуфабриката; r_{cp} – средний радиус сферы, также одинаковый в точках A и C в любой момент процесса формовки. Следовательно,

$$\sigma_{i_{0A}} \left(\frac{\dot{\epsilon}_{i_A}}{\dot{\epsilon}_{i_0}} \right)^{m_A} = \sigma_{i_{0C}} \left(\frac{\dot{\epsilon}_{i_C}}{\dot{\epsilon}_{i_0}} \right)^{m_C}.$$

Добиться выполнения этого равенства можно путём обеспечения различной температуры в точках A и C . В интервале температур, реально обеспечивающем течение титановых сплавов ВТ23 в состоянии сверхпластичности, можно принять $m_A = m_C = 0,3$.

Сопротивление деформации σ_s , равное интенсивности напряжений σ_i , зависит от температуры металла и изменяется по закону Курнакова:

$$\sigma_{sC} = \sigma_{sA} e^{-\beta(T_C - T_A)},$$

где T_A и T_C – температура в точках C и A ; $\beta > 0$ – коэффициент, размерность которого K^{-1} .

Окончательно получаем: для достижения постоянной толщины деформируемой сферической заготовки необходимо в ней поддерживать температуру, изменяющуюся по закону:

$$T_C = T_A - \frac{m}{\beta} \ln \frac{K}{\lambda}.$$

Для обеспечения оптимального температурного поля требуется постоянный контроль температуры заготовки, чтобы по достижении определённой температуры подать давление газа и начать процесс формовки. На практике сложно установить термопары на заготовке в рабочую область штампа из-за требований герметичности рабочей полости. Поэтому проводятся эксперименты по определению температурного поля при различных режимах нагрева. На рисунке 8 показано распределение температуры на титановой заготовке диаметром 730 мм толщиной 3,6 мм. Видно, что через пять часов нагрева температуры в центре и на периферии заготовки различаются на 31°C , что соответствует разным напряжениям течения.

При проведении экспериментальных работ удалось добиться значительного перераспределения температур, и, в предельном случае, разрушение полусферы происходило по фланцевой части, а не в центре.

На рисунке 9 отчётливо видно, как изменилось распределение толщины по меридиану полушферы по сравнению с разнотолщинностью без стоков тепла. Отметим, что стоки тепла имели массу 36 кг, диаметр диска 320 мм. Регулированием массы стоков тепла удалось получить оптимальное температурное поле и, как следствие, оптимальное напряжённо-деформированное состояние заготовки и уменьшение разнотолщинности полученной штамповки.

Важнейшим параметром сверхпластической формовки является скорость деформации, которая должна быть $10^{-2} \dots 10^{-5} \text{ с}^{-1}$. При изготовлении настоящей полушферы газовой формовкой необходимая скорость деформации $3 \times 10^{-3} \text{ с}^{-1}$ достигается за счёт подачи газа по определённому закону.

В результате исследовательских и экспериментальных работ разработана технология газовой формовки в нестационарном температурном поле, обеспечивающая равномерность толщины штамповки в пределах 20%, что является соизмеримым с требованиями листовой штамповки.

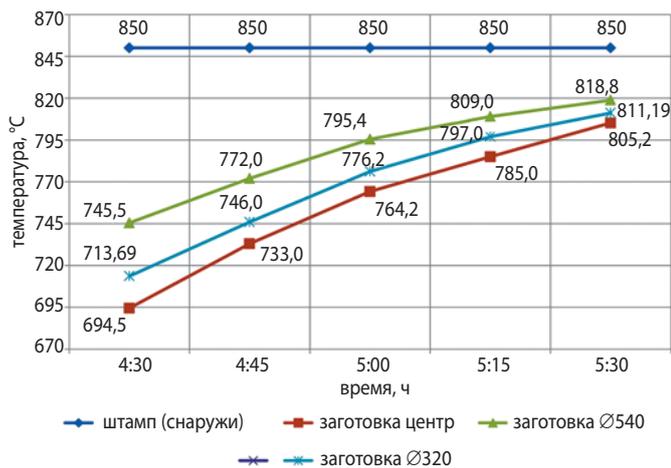


рисунок 8. Распределение температуры на заготовке со стоками тепла (интервал 4 ч 30 мин – 5 ч 30 мин)

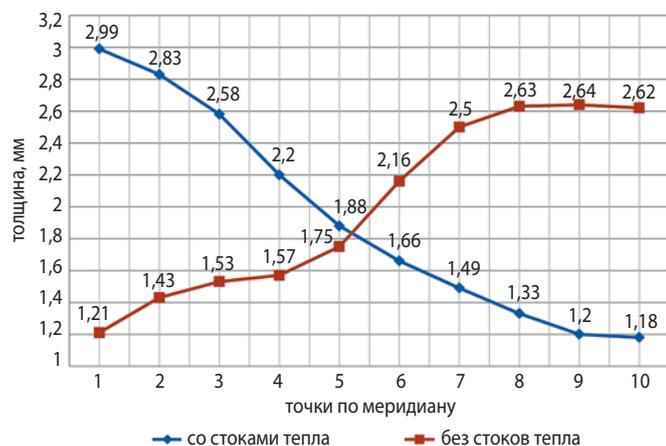


рисунок 9. Распределение толщины полушферы по меридиану (1 – фланец, 10 – центр)

Технология реализована на промышленной установке сверхпластического деформирования и диффузионного сращивания СДДС-2.

ВЫВОДЫ

1. Разработан метод управления деформированием листовой титановой заготовки при формовке в режиме сверхпластичности путём расположения стоков тепла, позволяющих регулировать поле температур в заготовке и, соответственно, напряжения течения и скорость деформации металла заготовки с целью уменьшения утонения в местах наибольших деформаций.

2. Технология газовой формовки в переменном температурном поле обеспечивает получение крупногабаритных штамповок из листового титанового сплава ВТ23 с разнотолщинностью в пределах 20%.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Бараев А.В., Вайцехович С.М., Кривенко Г.Г., Мишуков А.В. и др. Разработка технологии газовой формовки титановых полушфер шаробаллонов в режимах сверхпластичности // Новые технологии: материалы X Всероссийской конференции. М.: РАН, 2013. С. 81-92.

Маркачев Н.А., Михалевский К.И., Соболев Я.А., Савинкова К.Я. Баллоны высокого давления и топливные баки из титанового сплава для космических аппаратов. Совершенствование технологии изготовления // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С.171-177.

Мулюков Р.Р., Имаев Р.М., Назаров А.А., Имаев М.Ф. и др. Сверхпластичность ультрамелкозернистых сплавов: Эксперимент, теория, технологии. М.: Наука, 2014. 284 с.

Петухов И.С., Соболев Я.А. Способ формовки листовой заготовки в режиме сверхпластичности // Патент на изобретение № 2693222. 01 июля 2019 г.

Чумаченко Е.Н., Смирнов О.М., Цепин М.А. Сверхпластичность: материалы, теория, технологии. М.: Либроком, 2005. 320 с.

Шитиков А.А. Моделирование предварительного перехода при пневмоформовке в состоянии сверхпластичности // Кузнечно-штамповочное производство. Обработка материалов давлением. 2014. № 2. С. 34-40.

Beck W., Duong L., Rogall H. Titan 6-4 hemispheres for SCA system of Ariane 5 // Materialwissenschaft und Werkstofftechnik. 2008. 4-5. P. 293-297.

Статья поступила в редакцию 20.01.2020

Статья после доработки 28.01.2020

Статья принята к публикации 28.01.2020

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

технический редактор А.В. Савченко

корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова

вёрстка А.Ю. Титова

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –

«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»

подписано в печать 30.03.2020. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 9,5 печ. л. тираж 300 экз. цена свободная

отпечатано с готового оригинал-макета в книжной типографии «Буки Веди»,
115093, г. Москва, проезд Научный, д. 19.

28–31 января 2020 года



Такие чтения полезны тем, что на пленарном заседании мы получаем информацию о космической программе страны в целом из доклада руководителя Роскосмоса о крупных проектах. На секциях учёным и конструкторам есть возможность обмениваться мнениями и получать новые знания.



Научная проектно-конструкторская школа Бабакина и коллектив НПО имени Семёна Алексеевича Лавочкина показали свой высокий профессионализм и эффективность, создавая уникальные всемирно известные межпланетные станции, астрофизические обсерватории, искусственные спутники Земли, космических роботов, средства выведения (всего успешных запусков: более 165 космических аппаратов и 352 разгонных блока).



**НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ
ИМЕНИ СЕМЁНА АЛЕКСЕЕВИЧА ЛАВОЧКИНА**

является главным в ракетно-космической отрасли по созданию автоматических космических комплексов для фундаментальных научных исследований Вселенной, в том числе Солнечной системы и её планет.

Для реализации этого направления предприятие осуществляет разработку, испытания, производство, дистанционное управление в полёте космическими аппаратами научного и прикладного назначения, а также средств выведения (космических межорбитальных буксиров, головных обтекателей, переходных отсеков).

АО «НПО ЛАВОЧКИНА»
ул. Ленинградская, д. 24, город Химки,
Московская область, Российская Федерация, 141402
+7(495) 251-6744, факс: +7(495) 573-3595

NPOL@LSPACE.RU | HTTP://WWW.LSPACE.RU

**НАДУВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ В КОНСТРУКЦИЯХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ –
ПРОРЫВНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ**



**НАДУВНЫЕ
ЭЛЕМЕНТЫ
В КОНСТРУКЦИЯХ
КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ –
ПРОРЫВНАЯ
ТЕХНОЛОГИЯ
В РАКЕТНО-
КОСМИЧЕСКОЙ
ТЕХНИКЕ**

В.С. ФИНЧЕНКО
К.М. ПИЧХАДЗЕ
В.В. ЕФАНОВ

2019



**МЕТОДЫ
ВИБРОЗАЩИТЫ
ПРЕЦИЗИОННЫХ
КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ**

П.П. ТЕЛЕПНЕВ,
Д.А. КУЗНЕЦОВ

2019

**МОНОГРАФИИ ВЫПУЩЕННЫЕ В ИЗДАТЕЛЬСТВЕ
НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА В 2019 ГОДУ**

«МЕТОДЫ ВИБРОЗАЩИТЫ ПРЕЦИЗИОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ», «НАДУВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ В КОНСТРУКЦИЯХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ – ПРОРЫВНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ».

В книгах описаны знания, накопленные учёными Научно-производственного объединения имени Семёна Алексеевича Лавочкина в процессе создания автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных исследований. Представленный материал базируется на обобщении теоретического и практического опыта, накопленного при создании и эксплуатации автоматических космических аппаратов. Изложены различные аспекты задач динамики и виброзащиты конструкции и систем КА.

В другой монографии описано использование надувных элементов в проектируемых, экспериментальных и прошедших лётные испытания аппаратах. Показан общий вид изделий, сконструированных на базе надувных тормозных устройств. Приведённые сведения могут быть применены при проектировании современной космической техники, а также в учебном процессе университетов по аэрокосмическим специальностям и будут интересны для широкого круга научно-технической общественности.

Книги рассчитаны на научных работников, профессорско-преподавательский состав, аспирантов, студентов, инженеров и конструкторов. Они будут полезны при проектировании современной и перспективной космической техники, а также в учебном процессе университетов по аэрокосмическим специальностям.