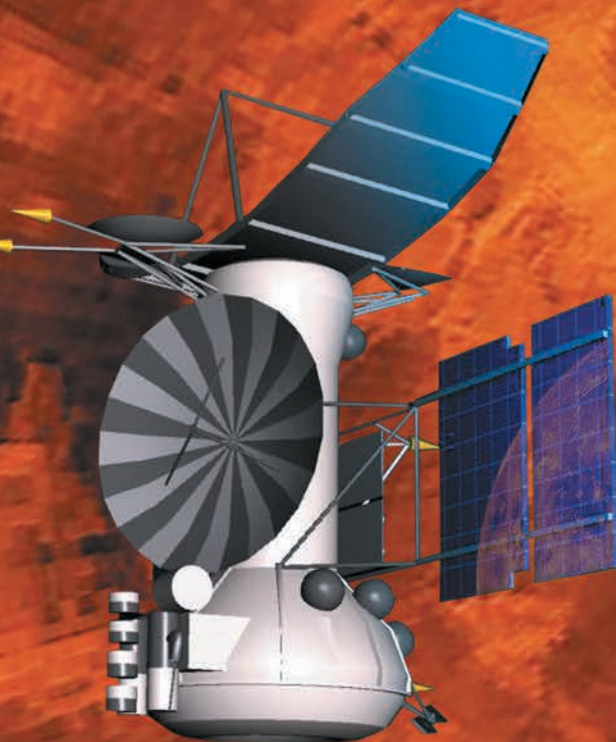




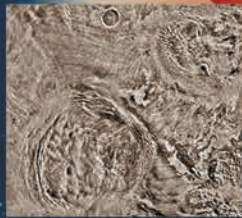
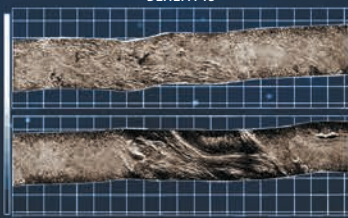
40 лет запуска межпланетных станций ВЕНЕРА-15, -16

Впервые проведено радиолокационное картографирование поверхности планеты сквозь значительный по толщине облачный слой.

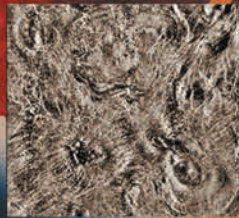


В среднесрочной перспективе Россия, США, Индия, Евросоюз планируют продолжить изучение Венеры, но только у России и США в состав проектируемых межпланетных станций входят посадочные аппараты и аэростаты. Только отечественные межпланетные станции совершали посадки на поверхность Венеры и проводили контактные исследования.

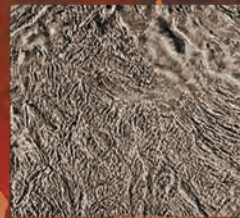
ВЕНЕРА 15



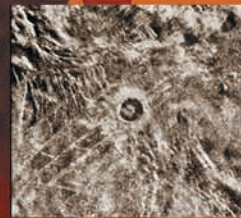
короны Анажит и Помоны



арахноиды на равнине Берегини



тессера Фортуна



метеоритный кратер Дункан

ИСТОРИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ОТЕЧЕСТВЕННЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

ВЕНЕРЫ

Венеру по расположению в Солнечной системе и по размеру и строению называют сестрой Земли. Подробное изучение планеты позволит объяснить:

- природу парникового эффекта, разогревшего планету до 500°C;
- особенности атмосферы и природы её суперротации;
- отсутствие собственного магнитного поля;
- куда исчезла вода и был ли океан в первые миллиарды лет и другие фундаментальные вопросы.

ВЕНЕРА-1, -2, -3

запущены в 1961 и 1965 годах
разработчик ОКБ-1,
результат – не удачный
последующие межпланетные
станции создавались
в НПО имени С.А. Лавочкина

ВЕНЕРА-4

запущена в 1967 году
впервые получена
информация
о физических и химических
характеристиках
атмосферы Венеры

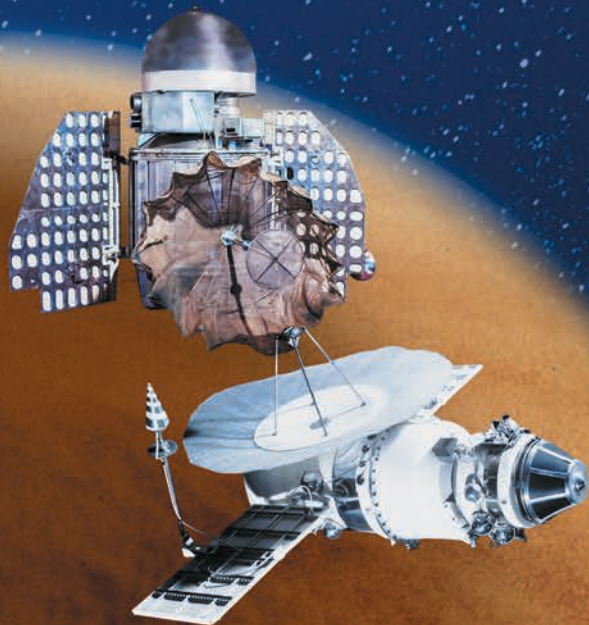
ВЕНЕРА-5, -6

запущены в 1969 году
научная программа
выполнена не полностью,
аппараты разрушены
внешним давлением
атмосферы планеты
на высоте 18 км

ВЕНЕРА-7

запущена в 1970 году
впервые осуществлена
мягкая посадка на планету,
получена информация
с поверхности Венеры
и распределения давления
и температуры
атмосферы на высоте,
станция проработала
на поверхности 23 минуты,
температура на поверхности
составила $(475 \pm 20)^\circ\text{C}$
и давление $(9 \pm 1,5) \text{ МПа}$

Запуски
осуществлялись
ракетами
космического
назначения
«Молния-М»
с разгонным
блоком «Л»



с о д е р ж а н и е

Моишеев А.А., Ефанов В.В., Карчаев Х.Ж., Шостак С.В.
Реализация безумной идеи сорокалетней давности (к сорокалетию запуска КА «АСТРОН») 3

Занин К.А., Москатиных И.В., Демидов А.Ю.
Разработка обобщённых критериев разрешающей способности для различных типов космических систем наблюдения 12

Бабаков А.В., Финченко В.С.
Результаты численного определения влияния несоосного расположения десантируемого объекта и парашюта в сверхзвуковом потоке газа на их аэродинамические характеристики и структуру течения 21

Блошенко А.В., Дубинин В.И., Залетова И.А., Кошлаков В.В., Попова Е.В., Ризаханов Р.Н., Ситников Н.Н., Юрченко И.И.
Самозалечивающиеся материалы для решения функциональных задач в космической технике 30

Кузин Е.Н., Загарских В.И., Ефанов В.В., Кондакова Л.В.
Многофункциональные пиромеханические устройства – новый тип средств разделения бортовой автоматики 45

Суханов А.В., Кротова Л.В., Дуга В.В.
Влияние возмущающих факторов, действующих при отделении боковых блоков РН «Союз-2», на оперативность поиска отделяющихся частей в районах падения 53

Лагун А.В., Козлов В.В., Антропова А.В.
Методы адаптации ракетно-космического комплекса к условиям его внутренней деградации 61

Федорова Л.А., Софьин А.П., Горшков Л.К., Уханов И.Г.
К вопросу обеспечения равновесной устойчивости звеньев манипулятора 69

Кудрявцев С.В., Розовенко В.М.
К вопросу создания информационно-диагностической системы контроля технического состояния образцов космической техники 74

журнал является рецензируемым изданием

- журнал включён в базу данных «Российский индекс научного цитирования» (РИНЦ), размещаемую на платформе НАУЧНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ БИБЛИОТЕКИ на сайте <http://www.elibrary.ru>
 - журнал включён в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК по группе научных специальностей 2.5. Машиностроение
 - мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
 - редакция не несёт ответственность за содержание рекламы
 - рукописи не возвращаются
 - при перепечатке материалов ссылка на «ВЕСТНИК «НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА» обязательна
 - плата с аспирантов и адъюнктов за публикацию статей не взимается
 - статьи журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей приведены на сайте журнала <http://www.vestnik.laspacespace.ru>
 - подписной индекс 37156 в каталоге «Периодические издания. Газеты и журналы» ООО ГК «УРАЛ-ПРЕСС»
- © АО «НПО ЛАВОЧКИНА» © авторы статей

ежеквартальный научно-технический журнал издаётся с 2009 года

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

главный редактор –
к.э.н. **Х.Ж. Карчаев**
заместитель главного редактора –
д.т.н., профессор **В.В. Ефанов**
редакционная коллегия
чл. СХ СССР, России **В.М. Давыдов**
д.т.н. **К.А. Занин**
д.т.н. **Д.А. Кузнецов**
к.т.н. **А.А. Моишеев**
д.т.н. **А.Е. Назаров**
д.т.н., профессор **С.Н. Шевченко**
к.т.н. **А.Е. Ширшаков**

редакционный совет

председатель
к.т.н., профессор **В.А. Колмыков**
академик РАН **О.М. Алифанов**
д.ф.-м.н., профессор **В.В. Асмус**
д.т.н., профессор **Б.И. Глазов**
академик РАН **Л.М. Зелёный**
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 РАН **Г.А. Попов**
д.т.н. **В.С. Финченко**
д.т.н., профессор **В.В. Хартов**
д.т.н., профессор **Е.Н. Хохлачев**
чл.-корр. РАН **Б.М. Шустов**

журнал является рецензируемым изданием

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

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

ISSN 2075-6941



9 772075 694002

2 300 1



>

chief editor –

c.sc. (ec.) **Kh.Zh. Karchayev**

deputy chief editor –

d.eng., professor **V.V. Efanov**

editorial board

member of

UA USSR, URA **V.M. Davydov**

d.eng. **K.A. Zanin**

d.eng. **D.A. Kuznetsov**

c.sc. (eng.) **A.A. Moisehev**

d.eng. **A.E. Nazarov**

d.eng., professor **S.N. Shevchenko**

c.sc. (eng.) **A.E. Shirshakov**

editorial council

chairman –

c.sc. (eng.) **V.A. Kolmykov**

academician RAN **O.M. Alifanov**

doctor of physical and mathematical
 sciences, professor **V.V. Asmus**

d.eng., professor **B.I. Glazov**

academician RAN **L.M. Zelenyi**

c.sc. (eng.) **E.N. Kuzin**

d.eng., professor **A.A. Lyubomudrov**

academician RAN **M.Y. Marov**

d.eng., professor **Y.A. Matveev**

academician RAN **G.A. Popov**

d.eng. **V.S. Finchenko**

d.eng., professor **V.V. Khartov**

d.eng., professor **E.N. Khokhlachev**

corresponding

member RAN **B.M. Shustov**

the journal is a reviewed publication

founder

«LAVOCHKIN ASSOCIATION, JSC»

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

table of contents

Moisehev A.A., Efanov V.V., Karchayev Kh.Zh., Shostak S.V. Implementation of a wacky idea forty years ago: for the Fortieth Anniversary of the Astron spacecraft launch	3
Zanin K.A., Moskatniev I.V., Demidov A.Iu. Development of generalized resolution criteria for space surveillance systems of various types	12
Babakov A.V., Finchenko V.S. Results of numerical determination of misaligned location influence of landing object and parachute in supersonic gas flow on their aerodynamic characteristics and flow structure	21
Bloshenko A.V., Dubinin V.I., Zaletova I.A., Koshlakov V.V., Popova E.V., Rizakhanov R.N., Sitnikov N.N., Yurchenko I.I. Self-healing materials for solving functional problems in space technology	30
Kuzin E.N., Zagarskih V.I., Efanov V.V., Kondakova L.V. Multifunctional pyromechanical devices as a new type of onboard servo system separation	45
Suhanov A.V., Krotova L.V., Duga V.V. Influence of disturbing factors acting during Soyuz-2 lateral units separation on search rapidness of separating parts in impact areas	53
Lagun A.V., Kozlov V.V., Antropova A.V. Methods of adaptation of the rocket and space complex in the conditions of its internal degradation	61
Fedorova L.A., Sofin A.P., Gorshkov L.K., Ukhanov I.G. On the issue of ensuring the equilibrium stability of the manipulator links	69
Kudryavtsev S.V., Rozovenko V.M. More on creation of a diagnostic information system for the space hardware health monitoring	74

the journal is a reviewed publication

- the journal is included into data base «Russian Index of Scientific Citation» (RISC) located at ELECTRONIC SCIENTIFIC LIBRARY, internet link <http://www.elibrary.ru>
 - the journal is in the list of editions, authorized by the SUPREME CERTIFICATION COMMITTEE OF THE RUSSIAN FEDERATION, in the group of the scientific categories 2.5. Mechanical engineering
 - the opinion of editorial staff not always coincide with authors' viewpoint
 - editorial staff is not responsible for the content of any advertisements
 - manuscripts are not returned
 - no part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of «VESTNIK «NPO IMENI S.A. LAVOCHKINA»
 - post-graduates and adjuncts have not to pay for the publication of articles
 - magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site <http://www.vestnik.laspacespace.ru>
 - subscription index 37156 in catalogue «Periodicheskie Izdaniya. Gazeti i Jurnalni» 000 GK «URAL-PRESS»
- © «LAVOCHKIN ASSOCIATION, JSC» © article writers

scientific and technical quarterly journal published since 2009

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

РЕАЛИЗАЦИЯ БЕЗУМНОЙ ИДЕИ СОРОКАЛЕТНЕЙ ДАВНОСТИ (К СОРОКАЛЕТНИЮ ЗАПУСКА КА «АСТРОН»)



А.А. Моисеев¹,
кандидат
технических наук,
MoiseevAA@
laspace.ru;
A.A. Moiseev



В.В. Ефанов¹,
профессор, доктор
технических наук,
vladimir_efanov@
laspace.ru;
V.V. Efanov

IMPLEMENTATION OF A WACKY IDEA FORTY YEARS AGO: FOR THE FORTIETH ANNIVERSARY OF THE ASTRON SPACECRAFT LAUNCH



Х.Ж. Карчаев¹,
кандидат
экономических наук,
kar@laspace.ru;
Kh.Zh. Karchaev



С.В. Шостак¹,
кандидат
технических наук,
shostak@laspace.ru;
S.V. Shostak

В статье приводится обзор исторических событий, связанных с созданием первой отечественной астрофизической космической обсерватории «АСТРОН» и космического телескопа «СПИКА». Показаны проблемы, решаемые коллективами Крымской астрофизической обсерватории, НПО им. С.А. Лавочкина, СКБ «ГРАНИТ» в процессе создания ультрафиолетового телескопа.

Ключевые слова:

*КА «АСТРОН»;
ультрафиолетовый телескоп «СПИКА»;
Крымская астрофизическая обсерватория;
академик А.Б. Северный;
академик А.А. Боярчук;
система Ричи – Кретьена;
Марсельская лаборатория космических исследований.*

DOI: 10.26162/LS.2023.59.1.001

The article reviews historical events related to the creation of the first Russian astrophysical space ASTRON observatory and the SPICA space telescope. It covers challenges solved by the teams of the Crimean Astrophysical Observatory, Lavochkin Association, GRANIT SKB in the process of an ultraviolet telescope development.

Keywords:

*ASTRON spacecraft;
SPICA ultraviolet telescope;
Crimean Astrophysical Observatory;
Academician A.B. Severny;
academician A.A. Boyarchuk;
Ritchie – Chretien system;
Marseille Space Research
Laboratory.*

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

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

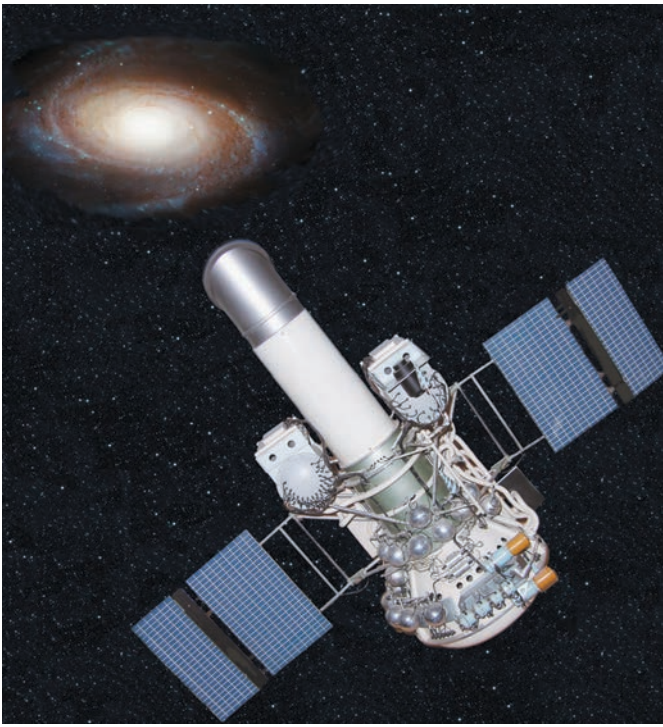


рисунок 1. КА «АСТРОН»

Сорок лет назад, 23 марта 1983 года, с космодрома Байконур стартовала ракета-носитель «Протон», которая вывела на орбиту космическую астрофизическую станцию «АСТРОН» с ультрафиолетовым телескопом «СПИКА» на борту (рисунок 1).

Этот проект стал первым отечественным опытом создания непилотируемых космических обсерваторий. Назначение станции «АСТРОН» – проведение внеатмосферных астрофизических исследований галактических и внегалактических источников излучения в рентгеновском и ультрафиолетовом диапазонах длин волн. Аппарат был запущен на высокоэллиптическую орбиту с апогейным расстоянием около 200 000 км. На борту КА «АСТРОН» были установлены ультрафиолетовый телескоп «СПИКА» и комплекс рентгеновских спектрометров СКР-02М.

Всё началось с безумной, как тогда казалось, идеи – подключения НПО им. С.А. Лавочкина к технологии создания крупногабаритных космических прецизионных приборов – телескопов.

В начале 70-х директор Крымской астрофизической обсерватории АН СССР (КрАО) академик А.Б. Северный, проанализировав гигантские перспективы УФ-наблюдений с помощью КА и уже полученные к тому времени прорывные результаты с помощью первых ракетных и спутниковых наблюдений (на орбитах к 1975 году уже находилось около десятка зарубежных обсерваторий), проявил инициативу в постановке амбициозного космического эксперимента – строительства крупнейшего по тем временам телескопа для проведения в космосе УФ-

наблюдений. Для реализации идеи надо было решить две основные проблемы: какая организация возьмётся за создание телескопа, и в рамках какого проекта вывести космическую обсерваторию на орбиту и обеспечить проведение научных наблюдений.

По второй проблеме довольно быстро нашлось решение. Академик Северный встретился с руководством НПО имени С.А. Лавочкина, и нашёл здесь понимание и общий интерес. Генеральный конструктор НПОЛ В.М. Ковтуненко поддержал предложение создать проект астрофизической космической обсерватории «АСТРОН» на базе систем и конструктивного задела КА серии «ВЕНЕРА». Конструкция и силовая схема этих аппаратов позволяли без существенных доработок установить на борт научные приборы общей массой до 700 кг при выведении на высокоэллиптическую орбиту.

А вот решение проблемы по определению организации-создателя телескопа оказалось довольно сложным. Проектные проработки показали, что масса телескопа не должна превышать 400 кг, а габариты ограничены зоной полезного груза под обтекателем ракеты-носителя «Протон». Вместе с ультрафиолетовым телескопом на борту КА планировалось разместить рентгеновский телескоп-спектрометр СКР-02 (рисунок 2).

Был проведён анализ возможностей отечественных оптико-механических предприятий по созданию космического телескопа с заданными параметрами: зеркальный телескоп системы Ричи – Кретьена (F/10) диаметром 80 см и массой не более 400 кг вместе с фокальной аппаратурой.

Поскольку отечественные оптико-механические объединения, в т.ч. ЛОМО, к проектированию и из-

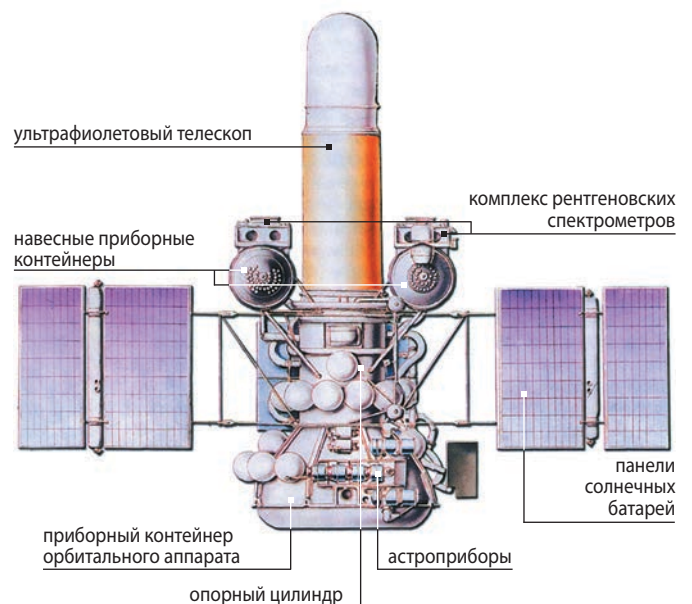


рисунок 2. Компоновка КА «АСТРОН»



рисунок 3. Крымская астрофизическая обсерватория

готовлению такого космического телескопа не были готовы и от участия в проекте отказались, было принято решение создавать телескоп силами НПО имени С.А. Лавочкина в содружестве с КраАО. Научным руководителем проекта от КраАО был определён будущий академик А.А. Боярчук (*Шустов Б.М. и др.*, 2017).

За создание конструкции телескопа взялся коллектив НПОЛ, а оптику телескопа и фокальный узел разрабатывали специалисты Крымской астрофизической обсерватории. Никто из участников проекта не имел опыта создания крупногабаритных космических телескопов, поэтому залогом успеха этой работы было полное понимание необходимости соединения опыта в создании космических технологий коллектива НПО им. С.А. Лавочкина с опытом астрономов, оптиков и специалистов КраАО (*Мошнев А.А.*, 2018).

Бесконечное множество технических обсуждений было проведено в лабораториях и непосредственно у наземных телескопов КраАО. Весь свой богатый

опыт эксплуатации наземных телескопов сотрудники КраАО преподносили в разрезе возможных проблем эксплуатации космических телескопов, обеспечения их технических характеристик. В то же время они с уважением относились к опыту специалистов НПОЛ и абсолютно доверяли им в принятии технических решений, когда это касалось космических технологий.

В итоге был сформирован творческий союз коллективов: КраАО – разработчик и изготовитель оптической системы телескопа, НПО им. С.А. Лавочкина – разработчик и изготовитель конструкции телескопа, СКБ «ГРАНИТ» – разработчик и изготовитель вторичного контура стабилизации телескопа, Марсельская Лаборатория космической астрономии – сборка и юстировка ультрафиолетового спектрометра, а результатом стало создание крупнейшего на тот период космического УФ-телескопа «СПИКА», предназначенного для работы в составе астрофизической станции «АСТРОН».

Двухзеркальная оптическая система Ричи – Кретьена была оптимальна для космического телескопа по критериям компактности, большого поля зрения с хорошим качеством изображения при достаточной простоте реализации. Важное свойство системы Ричи – Кретьена – это возможность удержания изображения исследуемой звезды в центре фокальной поверхности с помощью поворота вторичного зеркала вокруг нейтральной точки (*Астрофизические исследования...*, 1994).

Расчёт оптической системы телескопа «СПИКА» выполнен специалистами КрАО под руководством Р.А. Гершберга с участием В.Ю. Теребижа. Разработкой, изготовлением и контролем всех элементов оптической системы, юстировкой и паспортизацией оптической системы телескопа с применением оригинальных методов и приёмов занимались специалисты КрАО Г.М. Попов, В.И. Проник под руководством Н.В. Стешенко.

Зеркала были изготовлены в оптическом цехе КрАО из ситалла СО 115 М. Главному зеркалу придана форма равнотолщинного мениска толщиной 60 мм (соотношение толщины к диаметру немного менее 1/12); зеркало значительно деформируется (с позиций оптики) под собственным весом. Для обеспечения возможности юстировки и контроля качества изображения при наземной отработке в оправе под зеркалом проложена кольцевая фторолоновая камера, которая при наддуве до избыточного давления около 200 мм вод. ст. снимала 95% веса зеркала. Это позволило устранить влияние гравитации на форму рабочей поверхности зеркала, провести работы по юстировке и контролю качества оптической системы телескопа.

Крепление главного зеркала к оправе исполнялось по квазистатически определяемой схеме, основу которой выполняли центральное инваровое кольцо и три опоры двухуровневой жёсткости с тарируемым усилием сжатия. Такая схема хорошо себя зарекомендовала при наземной отработке и при эксплуатации на орбите.

Узел вторичного зеркала включает в себя оправу с вторичным зеркалом, электромеханические приводы наклона и перемещения зеркала.

Разработку и наземную отработку конструкции базирования зеркал выполняли конструкторы КрАО В.П. Журавель и Н.Л. Нехаев.

Для контроля сохранности юстировки оптической системы телескопа при наземной экспериментальной отработке и на всех этапах эксплуатации конструктор КрАО А.Ф. Лагутин разработал уникальную систему встроенной системы контроля юстировки, которая оказалась очень информативной, надёжной и технологичной.

С целью недопущения загрязнения оптики был предусмотрен развёрнутый комплекс мер по обеспечению чистоты телескопа, охватывающий мероприятия для технологических процессов при сборочных операциях, при наземной эксплуатации телескопа и в процессе космического полёта. Как показали наблюдения, за всё время эксплуатации на орбите чувствительность фотоумножителей уменьшилась всего на 9%, что является очень хорошим результатом (*Боярчук А.А., Мошшеев А.А.*, 2013).

Специалисты НПО им. С.А. Лавочкина, выполняя роль головной организации по проекту «АСТРОН» в целом, взяли ещё за разработку конструкции телескопа «СПИКА», включающей: корпус телескопа, узел главного зеркала, узел вторичного зеркала. Необходимо было создать лёгкую, но в то же время высокоразмеростабильную прецизионную конструкцию. Чтобы обеспечить заданные характеристики, пригодился исторический опыт предприятия, полученный на основе конструктивно-технологических решений авиационных разработок. В результате масса всего телескопа с научной аппаратурой составила 395 кг при отведённом лимите 400 кг.

Важную функциональную роль в конструкции телескопа играет его тубус, входящий в состав корпуса телескопа. Именно тубус должен обеспечить стабильность взаимного положения главного и вторичного зеркал с высокой точностью при всех эксплуатационных нагрузениях, как при тепловых, так и при механических. Для минимизации тепловых деформаций на орбите силовая схема тубуса построена так, чтобы деформации вдоль тубуса сдерживались продольными профилями – лонжеронами, выполненными из сплава инвар с коэффициентом температурного линейного расширения (КТЛР), равным $0,9 \times 10^{-6}$ град⁻¹. Для минимизации деформации от механических нагрузений применены методики расчёта на прочность для прецизионных конструкций космического исполнения.

Для уменьшения рассеянного света внутри полости телескопа в тубусе, в кососрезанной бленде и в бленде главного зеркала установлены светозащитные кольцевые диафрагмы. Все внутренние детали телескопа имеют гальваническое покрытие уксуснокислым кобальтом с низким коэффициентом отражения. Применение такого вида покрытия позволило отказаться от использования органических красителей и минимизировало осаждение продуктов газовой деградации на оптические элементы телескопа.

На всех этапах создания УФ-телескопа «СПИКА» проводились различные испытания составных частей и телескопа в целом при имитации воздействующих внешних факторов, максимально приближенных к ожидаемым условиям эксплуатации КА на орбите. Для полной отработки всех систем телескопа

было изготовлено шесть технологических макетов и образцов:

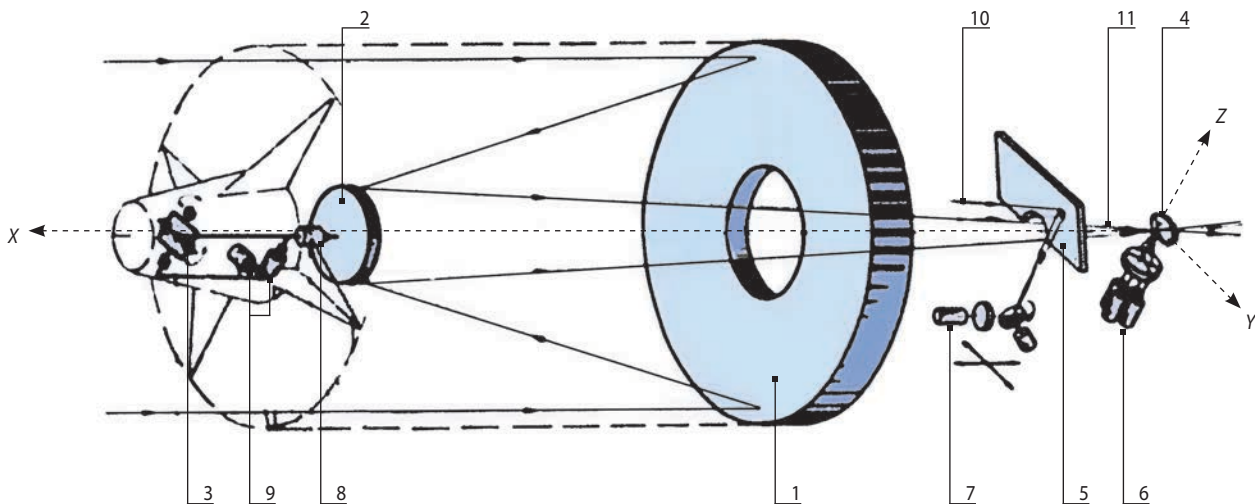
1. Антенный макет – применялся в составе антенного макета КА «АСТРОН» для отработки системы АФС КА.
2. Конструкторский макет – для проведения конструкторско-доводочных испытаний.
3. Макет для проведения КДИ вторичного контура слежения и стабилизации в СКБ «ГРАНИТ».
4. Макет для тепловакуумных испытаний.
5. Макет для прочностных испытаний.
6. Макет для электрических испытаний.

Технологический образец (полный аналог лётного телескопа, прошёл электрические и механические испытания в составе КА «АСТРОН»).

Основной объём наземной экспериментальной отработки телескопа «СПИКА» проведён в НПО им. С.А. Лавочкина. Значительный вклад в создание конструкции телескопа внесли: А.К. Большаков, Е.В. Скрипунов, А.А. Моисеев, Р.В. Комаев, В.В. Романов, Т.И. Малинкина, Д.П. Никитинская и многие другие работники НПО, которые, применяя свои знания, выполняли эту не свойственную для предприятия работу и совместными усилиями успешно решили эту непростую техническую задачу.

Решающее значение для проведения астрофизических наблюдений на космической обсерватории имеет стабилизация изображений звёзд на входных устройствах фокальных приборов. Для получения высокого спектрального разрешения диафрагма спектрометра телескопа «СПИКА» имеет размер 40 мкм (1 угл. с), при этом необходимо обеспечить стабильность изображения звезды на диафрагме с точностью около 0,2 угл. с. Поскольку система стабилизации КА «АСТРОН» обеспечивает точность на уровне ± 4 угл. мин (± 240 угл. с), становится понятным, что необходимо повысить точность стабилизации в 1000 раз. Поэтому в конструкцию телескопа был введён вторичный контур стабилизации, основанный на использовании изображений звёзд фокальной плоскости телескопа, и стабилизация осуществляется поворотом вторичного зеркала телескопа вокруг нейтральной точки.

Разработку и изготовление системы вторичного контура стабилизации обеспечил коллектив СКБ «ГРАНИТ» при участии Бюраканской астрофизической обсерватории АН Армении. Принцип работы вторичного контура стабилизации заключается в следующем. В фокальной плоскости телескопа размещается датчик положения звезды; при смещении



- 1 – главное зеркало;
- 2 – вторичное зеркало;
- 3 – упругий шарнирный подвес;
- 4 – четырехгранная зеркальная пирамида (блок входных диафрагм спектрометра);
- 5 – отклоняющее зеркало офсетного звёздного датчика;
- 6 – приёмники центрального датчика;
- 7 – приёмник офсетного датчика;
- 8 – привод фокусировки;
- 9 – приводы слежения;
- 10 – излучение от опорной (офсетной) звезды;
- 11 – излучение от исследуемой звезды.

рисунок 4. Схема системы точного гидирования телескопа «СПИКА»

изображения звезды с заданного положения он вырабатывает сигнал рассогласования, который затем усиливается и передаётся на исполнительные приводы узла поворота вторичного зеркала. Поворот вторичного зеркала осуществляется до исчезновения сигнала рассогласования, что происходит при совпадении положения звезды с заданным. Одним из основных элементов вторичного контура стабилизации являются звёздные датчики. Их два: датчик положения звезды центральный (ДПЗЦ) и датчик положения звезды офсетный (ДПЗО). ДПЗЦ предназначен для стабилизации положения звезды на самой малой диафрагме спектрометра с точностью 0,2 угл. с, ДПЗО предназначен для стабилизации изображений на двух других диафрагмах спектрометра (рисунок 4).

Наклоны вторичного зеркала вокруг нейтральной точки не вызывают ухудшения качества изображения звёзд. Положение нейтральной точки рассчитывается при проектировании оптической системы телескопа и материально реализуется карданным подвесом узла вторичного зеркала. Наклоны зеркала осуществляются двумя приводами, на которые подаётся сигнал рассогласования от датчиков положения звёзд.

Вторичная система стабилизации положения изображения звёзд работает в течение сеанса наблюдения независимо от системы стабилизации КА «АСТРОН».

Большой вклад в создание описанной уникальной системы стабилизации вторичного контура внесли работники НПО им. «С.А. Лавочкина» А.С. Демёхин, Н.Г. Бабакин и работники СКБ «ГРАНИТ» М.М. Крмоян, А.З. Захарян, О.Н. Гаспарян.

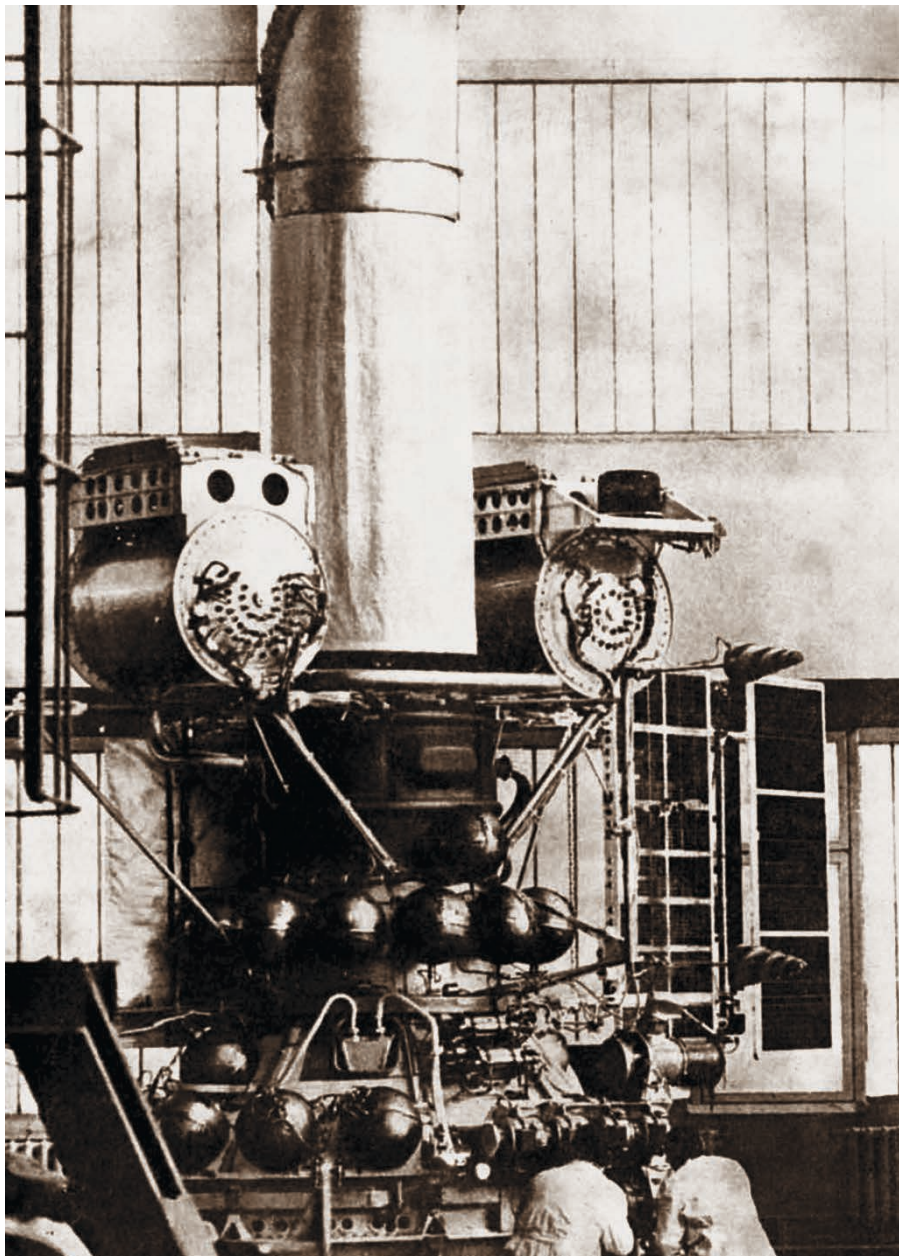


рисунок 5. КА «АСТРОН» в сборочном цехе

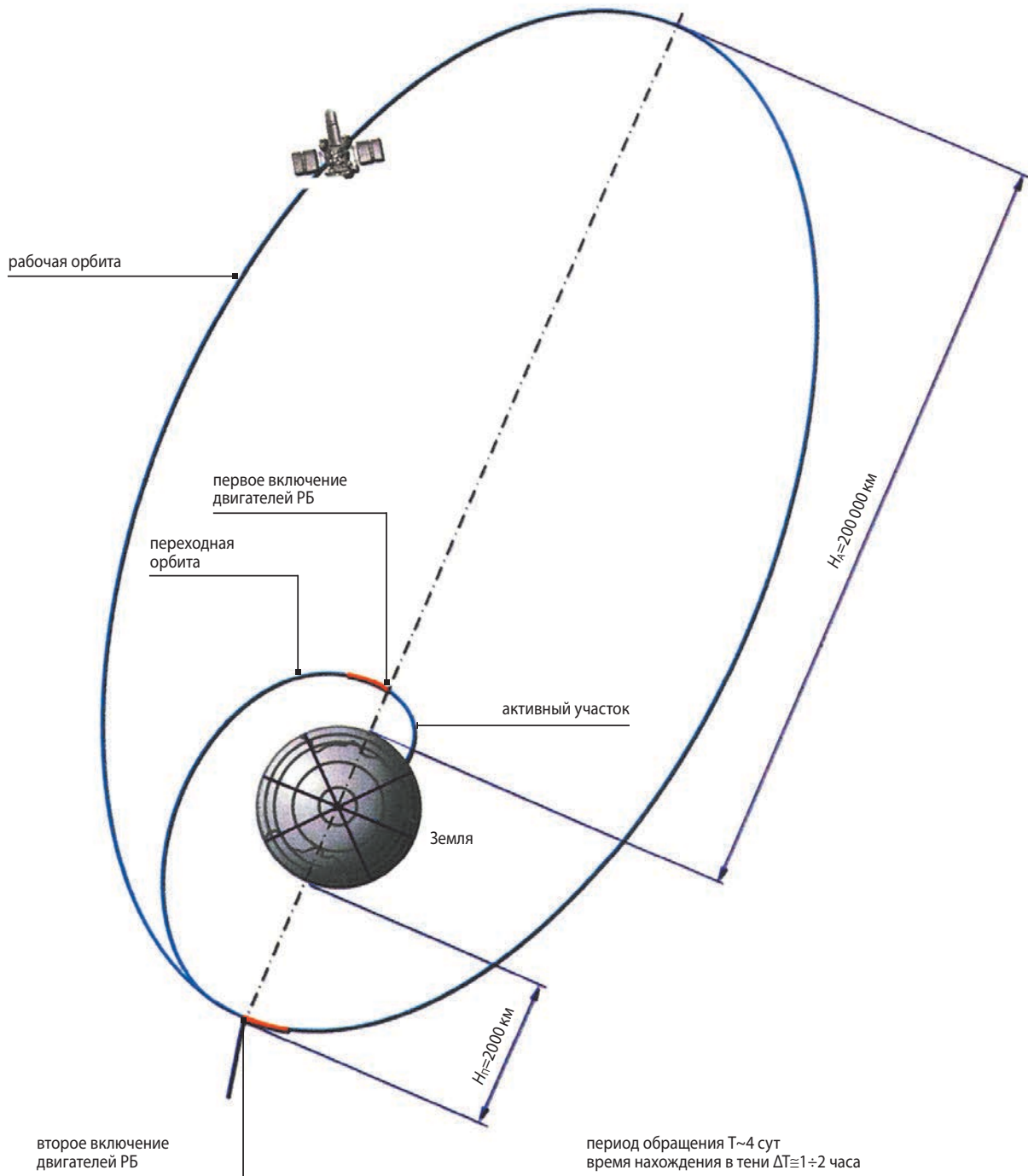


рисунок 6. Схема выведения КА «АСТРОН»

Основным научным прибором телескопа «СПИКА» является сканирующий ультрафиолетовый спектрометр (УФС). Он предназначен для регистрации спектров исследуемых небесных тел в интервале длин волн 1100–3500 Å с высоким (0,4 Å) и низким (30 Å) разрешением. Спектрометр собран по схеме круга Роуланда с вогнутой тороидальной дифракционной решёткой, имеет три входных диафрагмы. Центральная диафрагма спектрометра диаметром 0,04 мм, что соответствует 1 угл. с, служит для регистрации спектров звёзд до 7 звёздной вели-

чины с высоким спектральным разрешением 0,4 Å. Офсетная диафрагма диаметром 0,5 мм, служит для регистрации спектров слабых звёзд и протяжённых источников. Фоновая диафрагма диаметром 3 мм служит для регистрации спектров протяжённых объектов и фона. Регистрация спектра производится одновременно в трёх каналах и контрольно – в четвёртом. Четвёртый контрольный канал регистрирует колебание излучения, входящего в спектрометр, вызванный процессом гидрирования, что позволяет корректировать информацию при обработке спектров



рисунок 7. Памятный вымпел КА «АСТРОН»

с первого и второго каналов (*Астрофизические исследования...*, 1994).

Разработка сканирующего УФ-спектрометра велась в творческом содружестве специалистов КрАО и Марсельской Лаборатории космической астрономии. Изготовление и отладка УФС выполнена в Марсельской Лаборатории космической астрономии.

В ходе наземной экспериментальной отработки телескопа «СПИКА» испытывались средства и методики обеспечения чистоты и сохранности оптических поверхностей зеркал, проверялись и анализировались методы контроля и юстировки оптической системы.

Центральная входная диафрагма спектрометра имела диаметр 40 мкм, что полностью исключает наличие на ней пылинок. Покртия зеркал не допускают контакта с воздухом при влажности более 45%. Внешние условия при проведении оптической юстировки требуют постоянной температуры, не допуская колебаний более 0,2°C.

Сборка и приёмосдаточные испытания лётного телескопа «СПИКА» в 1981 году выполнялись на территории Крымской астрофизической обсерватории с участием представителей НПО им. С.А. Лавочкина. Здесь было подготовлено специальное помещение с искусственно поддерживаемой постоянной атмосферой. Кондиционированный воздух после двухступенчатой очистки подавался в помещение с небольшим избыточным давлением. Персонал работал в спецодежде, исключающей пылевыделение. Всё применяемое оборудование тщательно обеспы-

ливалось и обезжизивалось, а все комплектующие составные части, поступающие на сборку, проходили обезгаживание в термовакуумной камере. После сборки и юстировки полость телескопа была загерметизирована и заполнена чистым сухим азотом.

Тщательная отработка всех характеристик телескопа, контроль и настройка всех составных частей позволили подготовить к включению в состав КА «АСТРОН» надёжный космический прибор – ультрафиолетовый телескоп «СПИКА».

Активное участие в работах по созданию телескопа «СПИКА» принимали заместитель генерального конструктора НПОЛ А.Л. Родин и заместитель директора КрАО А.А. Боярчук, который в роли научного руководителя проекта проявил себя, как мудрый учитель и опытный наставник по ключевой проблеме создания большого космического телескопа.

В качестве базового аппарата для КА «АСТРОН» выбран служебный модуль КА серии «ВЕНЕРА» (рисунок 5). Конструкция и структура служебного модуля были существенно изменены. Отказ от корректирующей тормозной двигательной установки дал возможность установить вместо блока баков опорный цилиндр, внутри которого были размещены шар-баллоны с азотом для исполнительных органов системы ориентации, а внутренняя полость опорного цилиндра стала местом размещения фокальных приборов телескопа с обеспечением контролируемого температурного режима.

В зоне верхнего шпангоута опорного цилиндра размещены два герметичных контейнера, в которых разместились электронные блоки космической обсерватории. На наружных рамах контейнеров закреплена аппаратура комплекса рентгеновских спектрометров. Снаружи опорного цилиндра закреплены панели солнечных батарей, антенны и радиаторы системы терморегулирования. Астроприборы системы ориентации развёрнуты на 90° по отношению к их положению на служебном венерианском модуле. Служебные бортовые системы КА «АСТРОН» по составу аналогичны КА серии 4В2 (заимствованы из ЗИПа изделия 4В2) с гарантией 1 год лётной эксплуатации. Работы по созданию КА «АСТРОН» возглавлял заместитель Генерального конструктора НПО О.Г. Ивановский.

Старт ракеты-носителя «Протон-К» с КА «АСТРОН» произведён с космодрома Байконур 23 марта 1983 года в 15 часов 45 минут 6,24 секунды. КА «АСТРОН» был выведен на рабочую орбиту с начальными параметрами:

- высота в апогее – 201230 км;
- высота в перигее – 1996 км;
- наклонение – 51,46°;
- период орбиты – 98 ч 6 мин 18 с (рисунок 6).

К концу первого года работы космической обсерваторией намеченная программа научных исследований была полностью выполнена. Но в связи с сохранением работоспособности бортовых систем её решили дополнить.

Дополнительная программа научных исследований формировалась по заявкам научных организаций СССР, а также в рамках международной астрофизической программы.

22 июня 1989 года программы научных исследований с КА «АСТРОН» были завершены (*Автоматические космические аппараты...*, 2010). По своей результативности этот космический проект считается одним из самых успешных проектов того периода. Всего исследовано более 200 объектов, в рентгеновском диапазоне – свыше 70 различных источников. Были получены спектры нескольких сотен звёзд, нескольких десятков галактик и галактических эмиссионных туманностей. 23 декабря 1983 года выполнены наблюдения симбиотической звезды в созвездии Андромеды. С 1985 по 1986 год наблюдалась динамика комы кометы «Галлея», в конце февраля 1987 года зафиксирована вспышка Сверхновой в Большом Магеллановом облаке (*Сачков М.Е. и др.*, 2022).

УФ-наблюдения нестационарных звёзд впервые дали возможность определить размеры и температуры их горячих компонентов. Проведены уникальные исследования подвижных астрономических компонентов, таких как кометы Галлея, Вилсона, Соррелса и Брэдфилда. С помощью комплекса рентгеновской аппаратуры СКР-2М исследованы 8 барстеров, 15 рентгеновских пульсаров, 21 сильно переменных источников, 25 слабых источников, наблюдение крабовидной туманности, измерены периоды вращения нейтронных звёзд в рентгеновских источниках с точностью до 9 знаков.

Техническое руководство по управлению полётом КА «АСТРОН» возглавляли К.Г. Суханов и В.Н. Сморгалов, группой управления руководила Н.Г. Кулешова.

Результаты исследований, выполненные на КА «АСТРОН», получили высокую оценку Академии наук СССР и международной научной общественности. Работа по созданию космической астрофизической обсерватории «АСТРОН» была удостоена Государственной премии СССР.

Успешная работа космической обсерватории «АСТРОН» поддержана и продолжена проектом КА «ГРАНАТ», который в 1989 году был запущен для проведения детальных исследований компактных и протяжённых космических источников рентгеновского и мягкого гамма-излучений. На фоне успешных результатов этих двух миссий в конце 80-х появилась идея создания целой серии космических обсерваторий для исследования астрофизических объектов в различных диапазонах спектра электромагнитного из-

лучения; серию назвали «СПЕКТР» (*Шириаков А.Е. и др.*, 2022). В июле 2011 года была выведена на орбиту обсерватория «СПЕКТР-Р» с целью исследования астрономических объектов в радиодиапазоне с беспрецедентным разрешением до миллионных долей угловой секунды. С июля 2019 года начала успешную работу на орбите обсерватория СПЕКТР-РГ, предназначенная для построения полной карты Вселенной в рентгеновском диапазоне. Исследования в УФ-диапазоне планируется проводить с помощью гораздо более крупной и совершенной, чем «АСТРОН», обсерватории «СПЕКТР-УФ». Реализация этих проектов поручена НПО имени С.А. Лавочкина совместно с научными организациями Академии наук РФ, причём в проектах «СПЕКТР-Р» и «СПЕКТР-УФ» в разработке уникальных конструкций радиотелескопа и ультрафиолетового телескопа вновь востребован опыт специалистов и технологии нашего предприятия.

список литературы

Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под ред. Г.М. Полищука и К.М. Пичхадзе. М.: МАИ-ПРИНТ, 2010. 659 с.

Астрофизические исследования на космической станции «АСТРОН» / Под ред. А.А. Боярчука. М.: Изд-во «Физико-математическая литература», ВО «Наука», 1994. 415 с.

Боярчук А.А., Мошнеев А.А. 30 лет первой отечественной астрофизической станции «АСТРОН» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3. С. 3-7.

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

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

Шириаков А.Е., Ефанов В.В., Мошнеев А.А., Шостак С.В. Уникальные проекты коллектива НПО имени С.А. Лавочкина (к 85-й годовщине предприятия) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 8-22.

Шустов Б.М., Мошнеев А.А., Сачков М.Е., Власенко О.В. Открывая ультрафиолетовое окно во Вселенную: из опыта научно-технического сотрудничества НПО имени С.А. Лавочкина и ИНАСАН // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 38-43.

Статья поступила в редакцию 16.02.2023

Статья после доработки 16.02.2023

Статья принята к публикации 16.02.2023

РАЗРАБОТКА ОБОБЩЁННЫХ КРИТЕРИЕВ РАЗРЕШАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ НАБЛЮДЕНИЯ

DEVELOPMENT OF GENERALIZED RESOLUTION CRITERIA FOR SPACE SURVEILLANCE SYSTEMS OF VARIOUS TYPES



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



И.В. Москагиньев¹,
кандидат
технических наук,
niv@laspace.ru;
I.V. Moskatniev



А.Ю. Демидов¹,
DemidovAIU@laspace.ru;
A.Iu. Demidov

Рассмотрен подход к определению критериев разрешающей способности для оптико-электронных и радиолокационных комплексов с учётом требований к вероятности распознавания. Уточнена модель плотности вероятности распределения мощности сигналов на радиолокационном изображении. Получены оценки вероятности распознавания и пространственного разрешения.

Ключевые слова: критерий; пространственное разрешение на местности; радиометрическое разрешение; вероятность распознавания; оптико-электронный комплекс; радиолокатор с синтезированием апертуры.

DOI: 10.26162/LS.2023.59.1.002

ВВЕДЕНИЕ

Разработка научнообоснованных методов оценки радиометрического и пространственного разрешения необходима для контроля качества информации создаваемых космических систем наблюдения и для формулировки обоснованных требований технического задания (Занин К.А. и др., 2021; Сахно И.В. и др., 2017).

The article deals with an approach to definition of resolution capability criteria for optic electronic and radar complexes including the recognition probability requirements. The model of recognition probability of signals' density allocation over the radar image is updated. Evaluations of recognition probability and special resolution are obtained.

Key words: criterion; in-situ spatial resolution; radiometric resolution; recognition probability; optical-electronic complex; aperture synthesis radar.

В оптико-электронных комплексах (ОЭК) общепринятым способом оценки пространственного разрешения на местности является определение расстояния, на котором обеспечивается распознавание перепадов сигналов в изображении тест-объектов, например специальных штриховых мишеней. Применяется ряд методов оценки вероятности распознавания

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

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

(обнаружения сигналов): метод максимума правдоподобия, метод Неймана – Пирсона, метод Вильда и др. Суть методов заключается в выборе баланса между вероятностью распознавания и вероятностью ложной тревоги или пропуска объекта.

Определение пространственной разрешающей способности радиолокаторов с синтезированием апертуры (РСА) обычно осуществляется через ширину функции рассеяния точечного объекта по уровню 0,5 (–3 дБ). Общепринятая формулировка критерия пространственного разрешения в РСА не учитывает взаимосвязь с радиометрическим разрешением и вероятностью распознавания. Применение такого критерия предполагает полное отсутствие или минимизацию фона, на котором наблюдается тестовый объект, что трудно реализуемо на практике. Результаты измерений могут трактоваться субъективно в силу их случайного характера и недостаточности статистики измерений; общепринятая формулировка зачётных условий наблюдения отсутствует.

Представляет теоретический и практический интерес разработка для радиолокаторов с синтезированием апертуры обобщённых критериев и показателей (Занин К.А. и др., 2022; Бачманов М.М. и др., 2017), обеспечивающих преемственность с уже существующими критериями и методиками оценки качества оптико-электронных комплексов.

Целью данной статьи является уточнение модели информационного тракта РСА и разработка подхода к оценке критериев разрешающей способности с учётом ограничений вероятности распознавания, аналогично принятым в оптико-электронных комплексах.

1. Пример определения разрешающей способности в оптико-электронных комплексах

Наиболее полно теория распознавания деталей изображения разработана для оптико-электронных комплексов (Роуз А., 1977; Ллойд Дж., 1987), где применяется аналог метода Неймана – Пирсона, позволяющий ограничить вероятность ложного обнаружения объектов при максимизации вероятности правильного обнаружения.

Модель обнаружения сигнала представляет собой два перекрывающихся распределения плотности вероятности шума и сигнала (рисунок 1). Считается, что интенсивность отсчётов на изображениях, полученных ОЭК, распределена по закону, близкому к нормальному гауссовскому распределению при условии нормировки СКО $\sigma[x]=1$:

- шум с математическим ожиданием $m_1[x]=0$ и СКО $\sigma[x]=1$;
- сигнал+шум с математическим ожиданием $m_2[x]=\psi$ и СКО $\sigma[x]=1$.

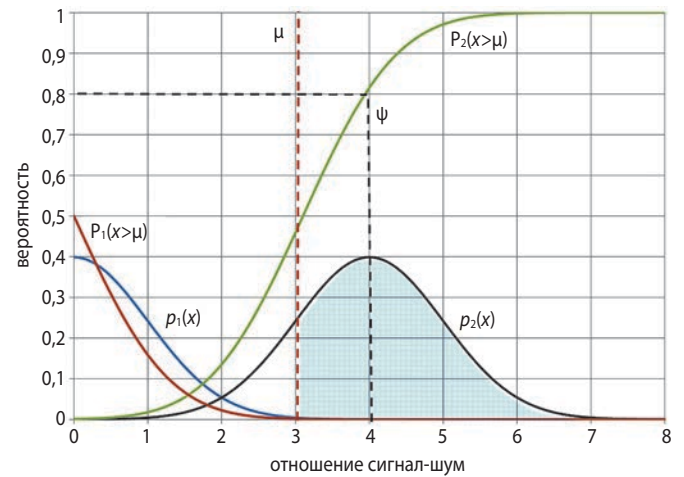


рисунок 1. Вероятность распознавания в оптико-электронных комплексах:

$p_1(x)$ – плотность распределения вероятности сигнала+шума;

$p_2(x)$ – плотность распределения вероятности сигнала;

$P_1(x>\mu)$ – вероятность того, что шум превысит ограничение μ ;

$P_2(x>\mu)$ – вероятность того, что сигнал превысит ограничение μ ;

μ – ограничение интенсивности, соответствующее вероятности ложного обнаружения сигнала $P_1<0,001$;

ψ – минимальное отношение сигнал-шум, для которого обеспечивается вероятность обнаружения сигнала $P_2>0,8$

Для двух сигналов с величиной интенсивности x_1 и x_2 оценивается вероятность наступления следующих событий:

- успешного обнаружения, когда $m_1[x]>m_2[x]$ и значение сигнала $x_2>x_1$;
- ложного обнаружения, когда $m_2[x]<m_1[x]$ и значение сигнала $x_2>x_1$;
- пропуска (ложного не обнаружения), когда $m_2[x]>m_1[x]$ и значение сигнала $x_1>x_2$.

Минимизация вероятности ложного обнаружения объектов обеспечивается заданием величины ограничения μ , обеспечивающим выполнение условия:

$$P_1(x>\mu)\leq F, \quad (1)$$

где F – вероятность ложного обнаружения;

$P_1 = 0,5 \left(1 - \operatorname{erf} \left(\frac{\mu}{\sqrt{2}\sigma} \right) \right)$ – функция распределения интенсивности шума ОЭК; $\operatorname{erf}()$ – интеграл вероятности (функция ошибок), вычисляется известными численными методами.

Для обнаружения реального сигнала на фоне шума с заданной вероятностью необходимо обеспечить запас по отношению сигнал-шум. Для этого находят значение математического ожидания сигнала ψ , обеспечивающее заданную вероятность обнаружения при условии (1):

$$P_2(x>\mu)\geq D,$$

D – вероятность обнаружения; $P_2 = 0,5 \left(1 - \operatorname{erf} \left(\frac{\psi - \mu}{\sqrt{2}\sigma} \right) \right)$ – функция распределения интенсивности сигнала.

Значение ψ имеет смысл запаса по отношению сигнал–шум.

В (Роз А., 1977) отмечается, что при $F \approx 0,1 \dots 0,01$ в силу большого объёма элементов пространственного разрешения в изображениях можно получить значительное количество ложных объектов. Поэтому в ОЭК обычно задаются более жёсткие нормы параметров обнаружения: $F \leq 0,001$ при $D \geq 0,8$, что соответствует $\mu \approx 3,1$ и $\psi = 4$ (Ллойд Дж., 1987).

Для различных задач могут предъявляться различные требования по вероятности правильного обнаружения и ложного обнаружения.

Оценка радиометрической разрешающей способности позволяет при помощи частотно-контрастной характеристики или аппаратной функции ОЭК определить пространственное разрешение (Фризер Х., 1978; Хартов В.В. и др., 2011).

Рассмотрим задачу определения вероятности распознавания перепада сигналов объектов на радиолокационном изображении (РЛИ) и связь пространственного и радиометрического разрешения РСА.

2. Определение радиометрической разрешающей способности в радиолокаторах с синтезированием апертуры

Под радиометрическим разрешением РСА (Вербан В.С. и др., 2010) понимают способность различения на РЛИ двух равномерных участков с различными значениями интенсивности (мощности) сигнала.

Мощность сигнала определяется квадратом модуля комплексного сигнала фазового квадратурного детектора РСА. Квадратурный детектор имеет два канала (Ильин А.Л. и др., 2022). Каждый канал после синтеза изображения в силу центральной предельной теоремы имеет близкое к гауссовскому распределение плотности вероятности амплитуды сигнала. Модуль амплитуды распределён по закону Рэлея. В дальнейшем отдельные кадры или пиксели РЛИ могут суммироваться (некогерентное накопление).

Мощность сигнала принято выражать в единицах удельной эффективной площади рассеяния (УЭПР). Связь между математическим ожиданием и СКО мощности сигнала РЛИ при некогерентном сложении N кадров определяется выражениями:

$$E = \sigma[x], \quad \sigma[x] = \frac{\sigma}{\sqrt{N}}, \quad (2)$$

где $\sigma[x]$ – среднеквадратическое отклонение; $\sigma = \sigma_\phi + \sigma_{ne}$ – УЭПР мощности сигнала РЛИ; σ_ϕ – УЭПР сигнала фона; σ_{ne} – удельный шумовой эквивалент.

При расчёте радиометрического разрешения РСА обычно считается, что порог различимости двух участков РЛИ соответствует равенству математического ожидания перепада сигнала и среднеквадратического отклонения шума:

$$E_2 - E_1 \geq \sigma_1, \quad (3)$$

где E_1 и E_2 – математическое ожидание мощности от двух различаемых элементов, σ_1 – СКО сигнала.

Из выражений (2), (3) определяется радиометрическое разрешение РСА как отношение мощности двух сигналов E_1 и E_2 , обычно выражаемое в дБ:

$$\delta_d = E_2/E_1 = 1 + \sigma_1/E_1.$$

С учётом свойства уменьшения среднеквадратического отклонения при некогерентном накоплении получается общепринятое определение радиометрического разрешения РСА:

$$\delta_d = 1 + \frac{1}{\sqrt{N}}. \quad (4)$$

Выражение (4) уточняется (Коваленко А.И., 2017) с учётом отношения УЭПР сигнала и удельного шумового эквивалента:

$$\delta_d = 1 + \left(1 + \frac{\sigma_{ne}}{\sigma_\phi} \right) \frac{1}{\sqrt{N}}.$$

Таким образом, при $N=1$, $\delta_d \approx 2$ (3дБ). С увеличением N радиометрическое разрешение РСА улучшается.

Преимуществом рассмотренного определения радиометрического разрешения является отсутствие требований к априорному знанию функции распределения. Рассмотренное определение не позволяет оценить вероятности распознавания и поэтому не является полным и единственным.

Реальный сигнал фона и объекта в РСА имеет случайные флуктуации (Груздов В.В. и др., 2017; Енишерлова К.Л. и др., 2019), и условие (3) для измеренной реализации сигнала не всегда выполняется. Таким образом, определение разрешающей способности требует рассмотрения гипотезы о функции распределения вероятности мощности сигнала и фона.

Объект типа равномерное случайное поле содержится в элементе пространственного разрешения достаточно большое количество отражателей. Они расположены во всей площади элемента разрешения, и отражатели, преобладающие по мощности, отсутствуют (Фомин А.Н. и др., 2016).

Фазовый центр площадного объекта изменяет своё положение в зависимости от изменения длины волны, направления облучения и приёма. Распределение случайной фазы отражения равномерное от 0 до 2π . Такими объектами могут быть дороги, водная поверхность, участки степи, леса, сельскохозяйственные поля и т.д.

Для описания статистических характеристик мощности сигнала распределённых (площадных) объектов на РЛИ хорошо подходит Хи-квадрат распределение с $2N$ степенями свободы (Goodman J.W., 1976). Плотность распределения вероятности такого распределения:

$$p(x) = \frac{N}{\sigma_\Phi(N-1)!} \left(\frac{Nx}{\sigma_\Phi}\right)^{N-1} e^{-\frac{Nx}{\sigma_\Phi}}, \quad (5)$$

где x – мощность сигнала; $\sigma_\Phi = E$ – среднее значение мощности равно СКО; N – число некогерентных накоплений изображений. При $N=1$ выражение (5) соответствует экспоненциальному распределению.

Соответствующая функция распределения определяется выражением:

$$P(x) = \Gamma(N, xN/\sigma_\Phi) / (N-1)!, \quad (6)$$

где $\Gamma(N, xN/\sigma_\Phi)$ – неполная верхняя гамма-функция, которая вычисляется известными численными методами, ! – факториал.

В (Dong Ge, 2004) рассматривается критика критерия (3) и приводится оценка требований к отношению сигнал–шум и вероятности распознавания аналогом метода максимального правдоподобия.

Рассмотрим определение радиометрического разрешения РСА по критерию Неймана – Пирсона, аналогичному ОЭК.

Вероятность ложного обнаружения объекта согласно (6) будет определяться выражением:

$$P_1(x > \mu) = \Gamma(N, \mu N / \sigma_\Phi) / (N-1)!;$$

вероятность успешного распознавания:

$$P_2(x > \mu) = \Gamma(N, \mu N / \psi) / (N-1)!.$$

Согласно общепринятому определению радиометрической чувствительности РСА и выражениям (3) и (4) для случая $\sigma_\Phi = 1, N=1$ имеем $\mu = \psi = 2$. Соответственно вероятность ложного обнаружения $P_1 = 0,135$ и вероятность распознавания $P_2 = 0,632$.

Таким образом, критерий (3) следует отнести к очень мягким, со значительной вероятностью ложного обнаружения и низкой вероятностью распознавания по сравнению с принятыми в ОЭК и других системах, что отмечается в (Dong Ge, 2004).

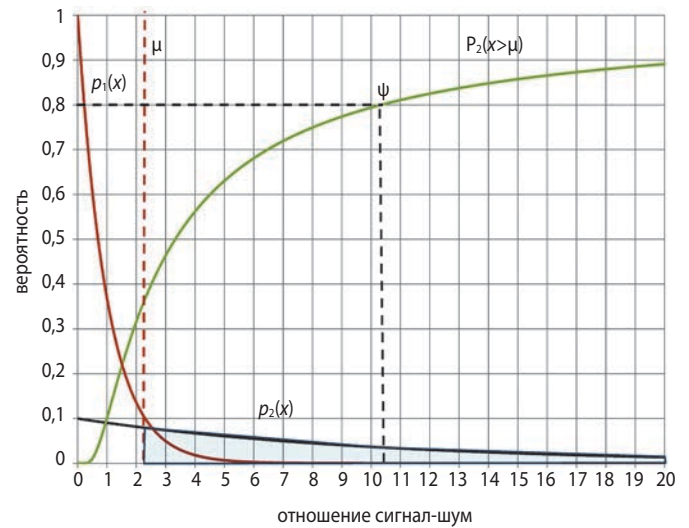


рисунок 2. Вероятность распознавания равномерных площадок на РЛИ:

$p_1(x)$ – плотность распределения вероятности сигнала с математическим ожиданием E_1 ; $p_2(x)$ – плотность распределения вероятности сигнала с математическим ожиданием E_2 ; $P_2(x > \mu)$ – вероятность того, что сигнал превысит ограничение μ ; μ – ограничение интенсивности сигнала, соответствующее вероятности пропуска сигнала $P_1 < 0,1$; ψ – минимальное отношение сигнал–шум, для которого обеспечивается вероятность распознавания сигнала $P_2 > 0,8$.

Представляется, что ограничение $F \leq 0,001$ для протяжённых объектов сильно занижено, поэтому в указанной работе предлагается использовать ограничение $F \leq 0,1$.

На рисунке 2 приводятся кривые функций распределения двух сигналов РСА по закону Хи-квадрат с $2N$ степенями свободы:

- шум с математическим ожиданием $E_1 = 1$ и СКО $\sigma_{\Phi 1}[x] = 1$;
- сигнал+шум с математическим ожиданием $E_2 = \psi$ и СКО $\sigma_{\Phi 2}[x] = \psi$.

Расчётные значения ограничения μ и запаса отношения сигнал–шум ψ на РЛИ для требования $D \geq 0,8$ при $F \leq 0,1$ для различных N приводятся в таблице 1.

таблица 1 – Радиометрическая чувствительность РСА по равномерной площадке

количество некогерентных накоплений, N	1	2	4	8
ограничение μ	2,3	1,9	1,7	1,5
радиометрическая чувствительность (отношение сигнал–шум)	10,5 (10,2 дБ)	4,8 (6,8 дБ)	2,9 (4,6 дБ)	2,2 (3,4 дБ)

РАЗРАБОТКА ОБОБЩЁННЫХ КРИТЕРИЕВ РАЗРЕШАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ НАБЛЮДЕНИЯ

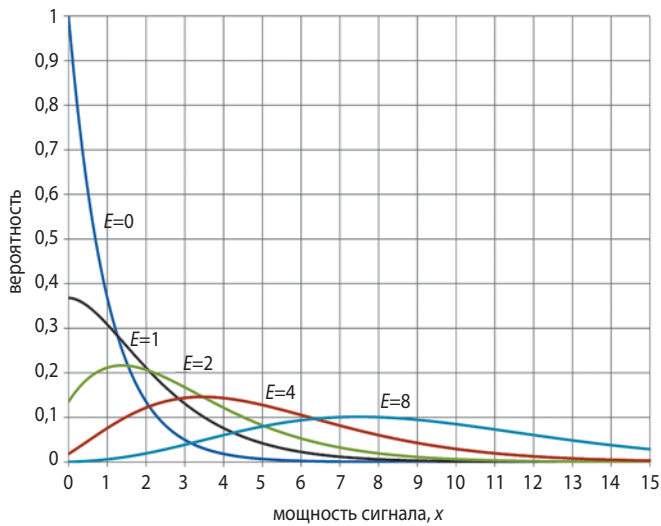


рисунок 3. Плотность вероятности распределения мощности сигнала для различного математического ожидания мощности преобладающего отражателя E и СКО $\sigma=1$

При увеличении количества кадров некогерентного накопления СКО уменьшается, функция распределения приближается к гауссовой. Для одиночного изображения в ОЭК необходимо обеспечить запас отношения сигнал-шум 4 (6 дБ), а в РСА не менее 10,5 (10,2 дБ). Аналогичные ОЭК характеристики

радиометрического разрешения на РЛИ протяжённых объектов достигаются при количестве некогерентных накоплений $N \geq 4$.

Выражение (5) соответствует распределению квадрата суммы независимых случайных величин с одинаковым математическим ожиданием.

В общем виде, если в элементе разрешения имеется один или несколько отражателей, в сумме значительно преобладающих по мощности, плотность вероятности приближённо определяется нецентральным Хи-квадрат распределением с $2N$ степенями свободы (Ruben H., 1974):

$$p(x) = \frac{N}{\sigma} \left(\frac{x}{E} \right)^{\frac{N-1}{2}} e^{-\frac{N(x+E)}{\sigma}} I_{N-1} \left(\frac{N}{\sigma} \sqrt{Ex} \right), \quad (7)$$

где x – мощность сигнала; E – среднее значение мощности преобладающего отражателя; σ – СКО мощности фона, на котором расположен отражатель; N – число некогерентных накоплений изображений; I_{N-1} – функция Бесселя. При $E \rightarrow 0$ выражение (7) соответствует (5).

Функция распределения вероятности (рисунок 3), соответствующая (7), аналитически не выражается и вычисляется численным интегрированием.

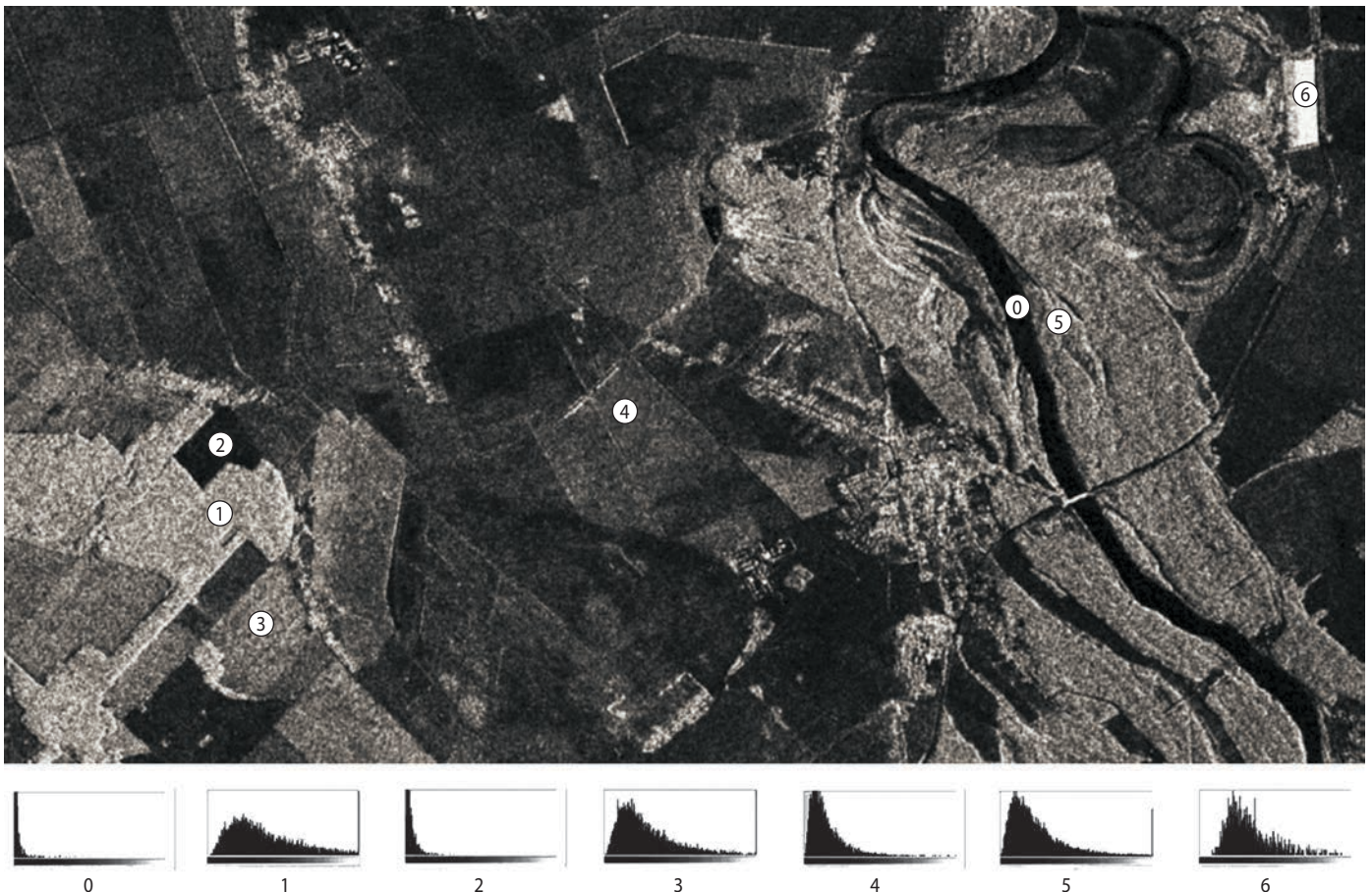


рисунок 4. Примеры гистограмм РЛИ (Турук В.Э. и др., 2017).

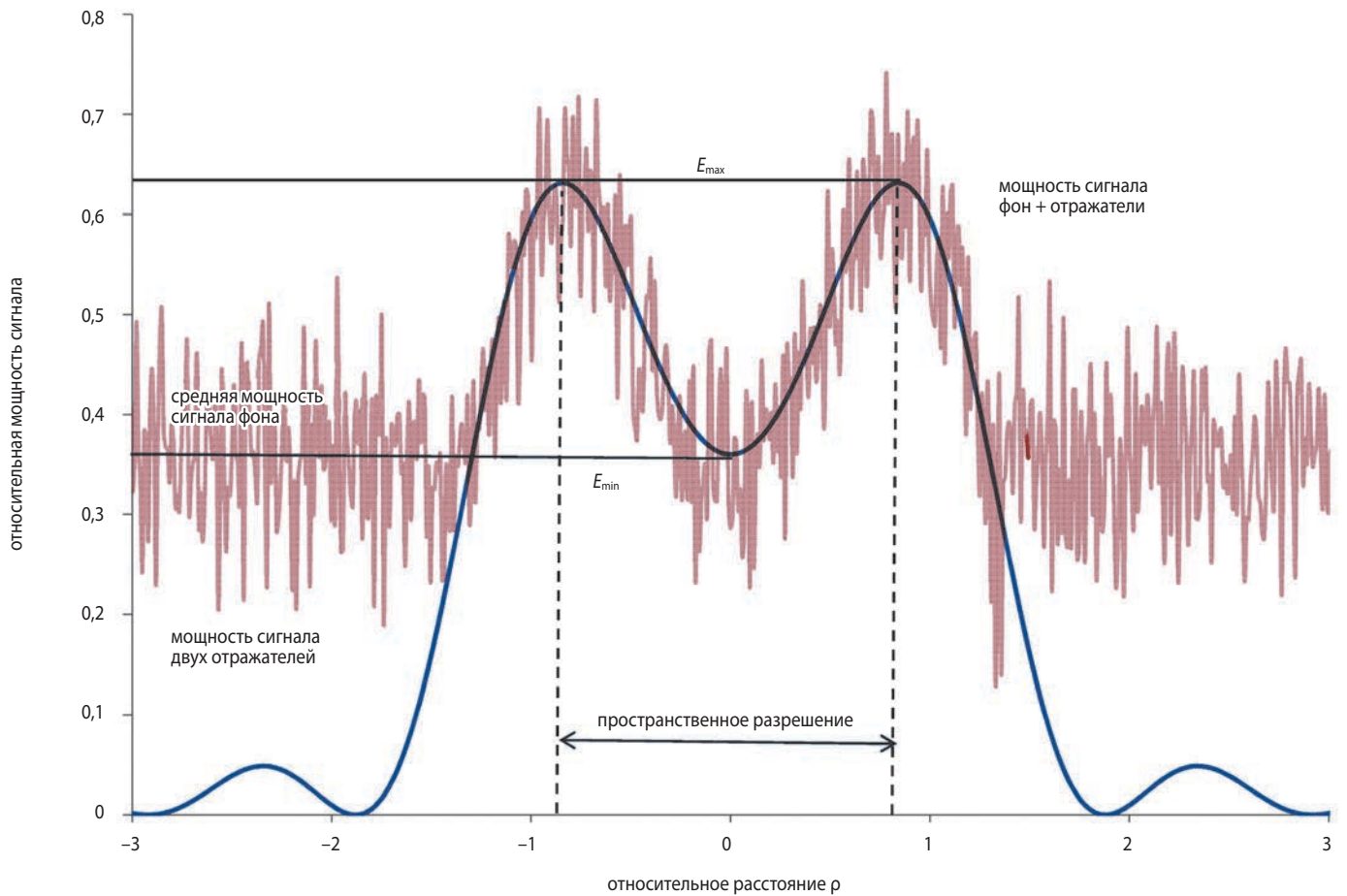


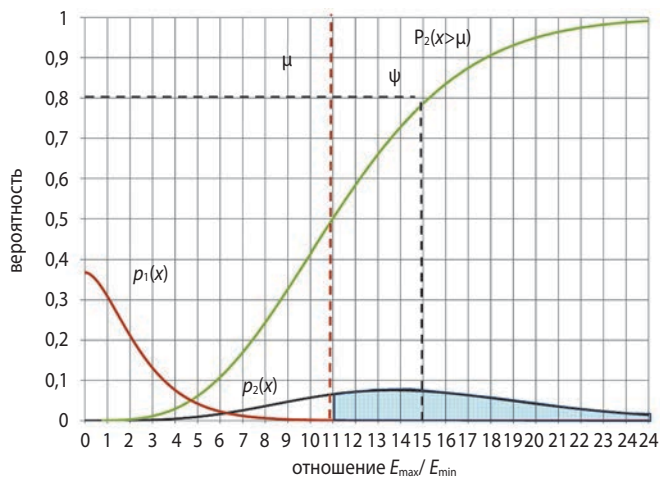
рисунок 5. Схема определения разрешающей способности по интенсивности сигнала двух точечных отражателей

таблица 2 – Радиометрическая чувствительность РСА для случая двух отражателей на равномерном случайном фоне

количество некогерентных накоплений, N	1	2	4	8
ограничение μ	11,0	7,5	5,6	4,3
требуемое отношение E_{\max}/E_{\min}	15,0	9,2	6,3	4,5
требуемое отношение сигнал–шум	14,0 (11,5 дБ)	8,2 (9,1 дБ)	5,3 (7,2 дБ)	3,5 (5,4 дБ)

таблица 3 – Радиометрическая чувствительность РСА для случая двух отражателей, существенно превышающих СКО фона

среднеквадратическое отклонение мощности фона, σ	1	0,5	0,25	0,125
ограничение μ	11,0	6,8	4,4	3,2
требуемое отношение максимума и минимума	15,0	9,0	5,8	4,0
отношение сигнал–шум	14,0 (11,5 дБ)	16,0 (12,0 дБ)	19,2 (12,8 дБ)	24,1 (13,8 дБ)



рисунк 6. Вероятность распознавания разности сигнала двух точечных отражателей:

$p_1(x)$ – плотность распределения вероятности сигнала с математическим ожиданием $E_{min}=\sigma=1$;

$p_2(x)$ – плотность распределения вероятности сигнала с математическим ожиданием E_{max} и $\sigma=1$

Примеры различных гистограмм распределения мощности сигнала реальных РЛИ приведены на рисунке 3, они достаточно хорошо соответствуют модели плотности распределения (5) и (7).

Для описания плотности распределения мощности искусственных объектов типа большого отражателя, в литературе обычно используют модель Сверлинга (Бакулев П.А., 2004) с распределением (5) при $N=2$ (Хи-квадрат распределение с четырьмя степенями свободы).

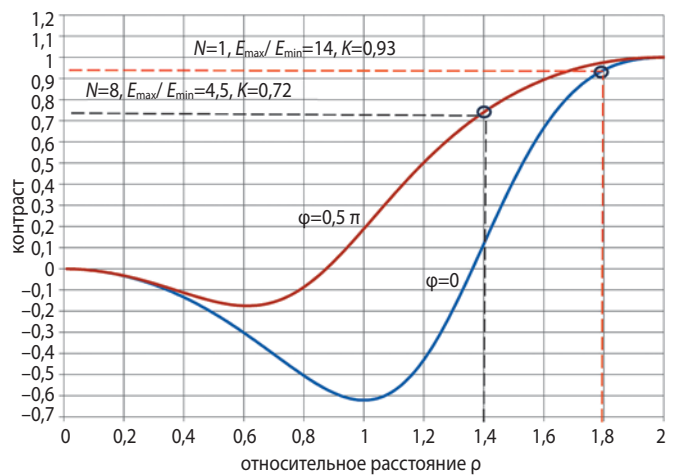
Сравнение показывает, что модель Сверлинга с $N=2$ в (5) достаточно хорошо аппроксимирует выражение (7) только при отношении мощности преобладающего отражателя к СКО: $E/\sigma \approx 2$ и математическом ожидании: $\sigma_\psi = E + \sigma$.

При наблюдении реальных объектов отношение мощности сигнала преобладающего отражателя и фона может быть различным. Поэтому для расчётов вероятностей событий при наблюдении уголкового отражателя на равномерном случайном фоне необходимо применять общее нецентральное распределение Хи-квадрат с $2N$ степенями свободы (7).

3. Связь радиометрической и пространственной разрешающей способности в радиолокаторах с синтезированием апертуры

Основные критерии оценки пространственной разрешающей способности РСА приводятся в (Занин К.А. и др., 2022).

Факт разрешения двух объектов фиксируется по наличию разности в интенсивности максимума и мин



рисунк 7. Зависимость контраста от расстояния между двумя точечными отражателями на РЛИ

Рассмотрим более подробно определение разрешающей способности с учётом влияния фона на вероятность обнаружения перепада сигнала.

Предположим, что на РЛИ наблюдаются два одинаковых отражателя с мощностью сигнала E , расположенных на однородном фоне с СКО мощности σ . Суммарный сигнал отражателей является детерминированным и определяется интерференцией с учётом разности их фаз. Заметим, что отражатель с преобладающей мощностью имеет постоянное положение фазового центра и эффективную площадь рассеяния. Распределение случайной фазы отражения равномерное от 0 до 2π .

В результате интерференции в центре образуется минимум интенсивности E_{min} , примерно на симметричном расстоянии $\rho/2$ образуются два одинаковых максимума мощностью E_{max} (рисунк 5).

Распределение плотности вероятности интенсивности сигнала в точке минимума приближённо соответствует выражению (7) с параметрами математического ожидания E_{min} и СКО σ . Аналогично в точке максимума мощность сигнала распределена с параметрами E_{max} и σ . Далее предположим, что $E_{min}=\sigma$.

Отношение сигнал–шум (Хартон В.В. и др., 2011) определяется отношением разности сигнала к среднеквадратическому отклонению:

$$\psi = (E_{max} - E_{min}) / \sigma.$$

В дальнейших расчётах предполагается, что плотности вероятности нормированы и $E_{min}=\sigma=1$, соответственно $\psi = E_{max}/E_{min} - 1$.

Соответствующие кривые плотностей вероятности в точках максимума и минимума интенсивностей сигнала с учётом фона приведены на рисунке 6.

Получаем, что при $N=1$ для обнаружения разности мощности отражателей с $D=0,8$ при вероятности ложного обнаружения $F \leq 0,001$ требуется ограничение $\mu=11$ и отношение сигнал–шум $\psi=15$ (таблица 2).

Таким образом, для двух точечных отражателей, расположенных на равномерном случайном фоне, характеристики, близкие к ОЭК, достигаются при некогерентном накоплении не менее восьми кадров. Существенное улучшение радиометрической чувствительности наблюдается при накоплении не менее четырёх кадров.

Рассмотренный случай соответствует задаче обнаружения разности сигналов слабых отражателей, когда мощность в минимуме соизмерима с величиной СКО фона (рисунок 5). Увеличение мощности точечных отражателей над фоном существенно улучшает их разрешение, однако не всегда реализуется на практике (таблица 3).

Найденному отношению E_{\max}/E_{\min} соответствует расстояние между отражателями ρ , которое определяет пространственную разрешающую способность (рисунок 5).

Зависимость математического ожидания максимума и минимума мощности сигнала двух одинаковых отражателей от пространственного расстояния между ними определяется интегральными выражениями, приведёнными в (Занин К.А. и др., 2022). В случае отсутствия фазовых и амплитудных ошибок информационного тракта РСА зависимости упрощаются:

$$E_{\min}(\rho) = 2E(\text{sinc}^2(\rho/2) + \text{sinc}^2(-\rho/2)\cos\varphi), \quad (8)$$

$$E_{\max}(\rho) = E(1 + \text{sinc}^2(\rho) + 2\text{sinc}(\rho)\cos\varphi), \quad (9)$$

где $\text{sinc}(\rho) = \sin(\pi\rho)/(\pi\rho)$ – функция интегрального синуса;

E – мощность сигнала уголкового отражателя;

φ – разность фаз между отражателями;

ρ – нормированное расстояние между отражателями (отнесённое к расстоянию до первого минимума функции рассеяния точки (ФРТ), ширине ФРТ по уровню мощности 0,5 (–3дБ) соответствует значение $\rho_{0,5} = 0,889$).

Для определения пространственной разрешающей способности в дальнейшем удобно перейти к оценке контраста. Мерой раздельной видимости двух точечных объектов является контраст по Веберу:

$$K = (E_{\max} - E_{\min}) / E_{\max}.$$

Такое определение контраста позволяет избежать особенностей функции при $E_{\min} \approx 0$.

На рисунке 7 показана зависимость K_B от нормированного расстояния ρ .

Разность фаз отражателей $\varphi = 0$ соответствует когерентному сложению их мощности при $N=1$. При некогерентном накоплении большого количества кадров слагаемые, содержащие фазу в (8), (9) усредняются, что соответствует $\varphi = \pi/2$.

Для разрешения разности сигналов двух отражателей на одиночном РЛИ требуется отношение сиг-

нал–шум 14 (таблица 3), что соответствует контрасту $K=0,93$. Анализ зависимостей (8), (9) и рисунка 6 показывает, что в этом случае достигается пространственное разрешение $\rho \approx 1,8$, что соответствует относительному расстоянию $\rho/\rho_{0,5} \approx 2$ ширины ФРТ по уровню спада 3 дБ.

При некогерентном сложении с $N=8$ требуется отношение сигнал–шум 3,5 (таблица 3), что соответствует контрасту 0,75 и пространственному разрешению $\rho \approx 1,4$ и $\rho/\rho_{0,5} \approx 1,6$. Полученные результаты совпадают с приведёнными в (Занин К.А. и др., 2021).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведённый анализ показал, что существующие критерии оценки пространственной и радиометрической разрешающей способности РСА недостаточно формализованы и не полно отражают требования к качеству информации в космических системах радиолокационного наблюдения.

Предлагаемый подход позволяет обосновать критерии разрешающей способности с учётом особенностей РСА и преемственности существующего аппарата априорной и апостериорной оценки пространственного разрешения ОЭК.

В статье уточнены выражения для расчёта вероятностей разрешения сигналов на РЛИ. Показано, что распознавание перепадов сигнала с учётом особенностей статистических характеристик РЛИ требует примерно в три раза более высокого по сравнению с ОЭК отношения сигнал–шум. Полученная оценка является достаточно жёсткой, однако она обеспечивает разрешение с вероятностью не менее 0,8 при вероятности ложного разрешения 0,001.

В результате без некогерентного сложения кадров достигается пространственная разрешающая способность в ~ 2 раза хуже по сравнению с шириной ФРТ по уровню спада 3 дБ. Эта оценка соответствует критерию Аббе для когерентных систем. При некогерентном сложении 8 кадров РЛИ пространственное разрешение в $\sim 1,6$ раз хуже по сравнению с шириной ФРТ, что приближается к критерию Рэлея для прямоугольной апертуры.

Разработанный математический аппарат позволяет создать методики как для априорной оценки ожидаемого качества информации космических систем радиолокационного наблюдения, так и для апостериорной оценки по различным объектам на радиолокационных изображениях. Возможно определение разрешения не только по уголкавым отражателям, но и по периодическим объектам типа синусоидальной и прямоугольной миры.

Пороговые условия ограничения вероятности могут быть уточнены с учётом задач наблюдения, типа объектов, мощности сигнала и фона. В результате предложенный подход позволяет обосновать зачётные условия наблюдения по аналогии с существующими для ОЭЖ.

Обобщённые математические формулировки и выражения в дальнейшем позволяют учесть фазовые и амплитудные шумы, неравномерность амплитудно-частотной и фазовой характеристики элементов сквозного информационного тракта, участвующих в формировании радиолокационного изображения.

список литературы

Бакулев П.А. Радиолокационные системы: учебник для вузов. М.: Радиотехника, 2004. 320 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.

Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования / Под. ред. В.С. Вербы. М.: Радиотехника, 2010. 680 с.

Груздов В.В., Колковский Ю.В., Енишерлова К.Л. и др. Влияние параметров барьеров Шоттки AlGaIn/GaN/SiC НЕМТ транзисторов на фазовые шумы СВЧ-генераторов // Изв. вузов. Электроника. 2017. Т. 22, № 5. С. 460-470.

Енишерлова К.Л., Колковский Ю.В., Медведев Б.К. и др. Анализ влияния ряда конструкторско-технологических факторов на параметры мощных ALGAN/GAN/SiC НЕМТ транзисторов // Электронная техника. Сер. 2. Полупроводниковые приборы. 2019. № 2. С. 4-29.

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

Занин К.А., Москатиньев И.В. Основные подходы к априорной оценке качества сквозного информационного тракта космического радиолокатора с синтезированием апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 2. С. 8-16.

Занин К.А., Москатиньев И.В. Перспективы развития космических систем оптико-электронного наблюдения с учётом совершенствования полупроводниковых приёмников излучения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 3. С. 3-10.

Ильин А.Л., Шульженко А.В., Шульженко А.Д. Принцип формирования тестовых локальных шумоподобных областей на радиолокационных изображениях путём переизлучения зондирующих сигналов с частичным разрушением их когерентности и требования к точности радиометрической калибровки радиолокаторов с синтезированной апертурой // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 4. С. 60-67.

Коваленко А.И. О взаимосвязи «инструментальных» характеристик космического РСА с показателями качества радиолокационных изображений земной поверхности // Современные проблемы дистанционного зондирования, радиолокации, распространения и дифракции радиоволн: сборник докладов VII всероссийской научной конференции. Муром, 2017. С. 243-252.

Ллойд Дж. Системы тепловидения. М.: Мир, 1987. 414 с.

Роуз А. Зрение человека и электронное зрение. Пер. с англ. М.: Мир, 1977. 216 с.

Сахно И.В. Функция неопределенности квазинепрерывного шумоподобного зондирующего сигнала радиолокатора с синтезированной апертурой // Электронная техника. Сер. 2. Полупроводниковые приборы. 2017. Вып. 4. С. 28-36.

Турук В.Э., Верба В.С., Голованова М.В. и др. РСА «СТРИЖ» для малых космических аппаратов «КОНДОР-Э» // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2017. Т. 14, № 5. С. 69-83.

Фомин А.Н., Тяпкин В.Н., Дмитриев Д.Д. и др. Теоретические и физические основы радиолокации и специального мониторинга: учебник. Красноярск, Сиб. федер. ун-т, 2016. 292 с.

Фризер Х. Фотографическая регистрация информации / Пер. с нем. М.: Мир, 1978. 670 с.

Хартов В.В., Ефанов В.В., Занин К.А. Основы проектирования орбитальных оптико-электронных комплексов: учеб. пособие. М: Изд-во МАИ, 2011. 127 с.

Dong Ge. A Corrected Engineering Estimation Formula of Radiometric resolution SAR images // Journal of electronics & Information technology. 2004. Vol. 26, № 12. P. 1901-1907.

Goodman J.W. Some fundamental properties of speckle // J. Opt. Soc. Am. 1976. Vol. 66, № 11. P. 1145-1150.

Ruben H. A new result on the probability integral of a noncentral chi-square whis even degrees of freedom. Communication in statistics. 1974. № 3. P. 473-476.

Статья поступила в редакцию 02.02.2023

Статья после доработки 03.02.2023

Статья принята к публикации 03.02.2023

РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЛИЯНИЯ НЕСООСНОГО РАСПОЛОЖЕНИЯ ДЕСАНТИРУЕМОГО ОБЪЕКТА И ПАРАШЮТА В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ГАЗА НА ИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И СТРУКТУРУ ТЕЧЕНИЯ



А.В. Бабаков¹,
доктор физико-
математических наук,
avbabakov@mail.ru;
A.V. Babakov

В статье приводится краткое описание используемой методики численного моделирования течения, возникающего между тормозным парашютом и десантируемым объектом при сверхзвуковых скоростях совместного спуска этой системы в атмосфере. Приведены полученные в результате расчётов картины нестационарного обтекания всей системы, а также зависимости силовых и моментных характеристик, действующих на парашют и десантируемый объект, при их несоосном расположении в потоке.

Ключевые слова:
десантируемый объект; парашют;
десантный аппарат;
математическое моделирование;
картина обтекания;
силовые характеристики.

DOI: 10.26162/LS.2023.59.1.003

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

RESULTS OF NUMERICAL DETERMINATION OF MISALIGNED LOCATION INFLUENCE OF LANDING OBJECT AND PARACHUTE IN SUPERSONIC GAS FLOW ON THEIR AERODYNAMIC CHARACTERISTICS AND FLOW STRUCTURE



В.С. Финченко²,
доктор
технических наук,
valsemfi@yandex.ru;
V.S. Finchenko

The article briefly describes the used technique of numerical simulation of the flow arising between the braking parachute and the landing object at supersonic speeds of joint descent of this system in the atmosphere. The patterns of unsteady flow around the entire system obtained as a result of calculations, as well as the dependences of the force and moment characteristics acting on the parachute and the landing object at their misaligned location in the flow, are presented.

Keywords:
descent object; parachute;
mathematical modeling;
descent vehicle;
flow pattern;
force characteristics.

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

РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЛИЯНИЯ НЕСООСНОГО РАСПОЛОЖЕНИЯ ДЕСАНТИРУЕМОГО ОБЪЕКТА И ПАРАШЮТА В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ГАЗА НА ИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И СТРУКТУРУ ТЕЧЕНИЯ

ВВЕДЕНИЕ

При проектировании систем десантирования с летательных аппаратов-носителей объектов различного назначения (спускаемых в атмосферах планет аппаратов, техники на специальных платформах или без них, грузов различного назначения и др.) для их торможения используют парашюты, вводимые в действие при различных скоростях движения их носителя.

Рисунок 1 иллюстрирует пример одной из схем спуска и порядок ввода в сверхзвуковой поток тормозного парашюта для посадки на поверхность планеты научно-исследовательской лаборатории.

Схема парашютного торможения такого десантируемого объекта при сверхзвуковой скорости движения носителя в атмосфере включает несколько этапов функционирования системы десантирования (Финченко В.С. и др., 2019):

- ввод вытяжного парашюта (ВП) в момент снижения сверхзвуковой скорости движения носителя до величины, допустимой для ввода основного парашюта (ОП);
- отцепка и увод ВП в момент полного раскрытия ОП;
- основной этап торможения десантируемого объекта с полностью раскрытым куполом ОП до достижения заданного значения скорости безопасной посадки объекта на поверхность;
- отцепка ОП от десантируемого объекта перед посадкой и увод ОП для исключения возможности накрытия им объекта после его посадки на заданную поверхность.

Настоящая статья является продолжением исследований (Бабаков А.В., Финченко В.С., 2022), где представлены результаты моделирования течения между десантируемым объектом и парашютом при их соосном расположении, и относится к работам, дополняющим уже существующую научно-техническую информацию о результатах параметрических исследований качественных и количественных

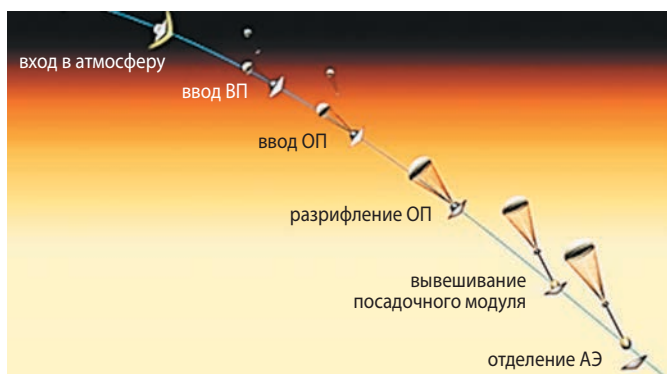


рисунок 1. Схема спуска в атмосфере десантируемого объекта

характеристик, сопровождающих движение системы двух связанных тел (десантируемый объект и парашют) в атмосфере, например (Пилюгин Н.Н., Хлебников В.С., 2010; Цыганов П.Г., 1991; Хлебников В.С., 1999).

Ниже представлены результаты численного расчёта влияния угла отклонения оси парашюта от направления движения десантируемого объекта в потоке под нулевым углом атаки на силовые и моментные характеристики обоих тел, необходимые для расчётов траектории спуска и динамики движения системы.

Результаты получены численным моделированием сверхзвукового обтекания движущихся в атмосфере десантируемого объекта и соединённого с ним парашюта при различных расстояниях между ними при нескольких углах отклонения продольной оси парашюта от направления движения объекта под нулевым углом атаки.

На основе параметрических расчётов проведён анализ полученных результатов, который, по мнению авторов, может представлять практический интерес при разработке парашютных систем торможения спускаемых в атмосфере объектов, а также для определения траектории спуска системы и геометрических параметров эллипса рассеяния точек посадки десантируемого объекта и их географических координат.

1. Методика численного моделирования

Численное моделирование течения около десантируемого объекта и связанного с ним парашюта основывалось на консервативном численном методе потоков (Белоцерковский О.М., Северинов Л.И., 1973), предназначенного, в частности, для изучения пространственно-нестационарных течений сжимаемого газа около аппаратов аэрокосмической техники в широком диапазоне скоростей их движения. Расчёты проведены на основе параллельных алгоритмов метода, реализованных на современных суперкомпьютерных системах параллельной архитектуры комплекса программ «FLUX» (Бабаков А.В., 2016). Расчёты реализованы на вычислительном комплексе с пиковой производительностью 181 TFlops и объёмом оперативной памяти 17408 GB (Savin G.I. et al., 2019).

2. Постановка задачи

Пространственное обтекание системы «десантируемый объект – парашют» рассматривается на примере течения около десантного аппарата осесимметричной формы с расположенным в его нестационарном следе парашютом. Положение не меняющего своей

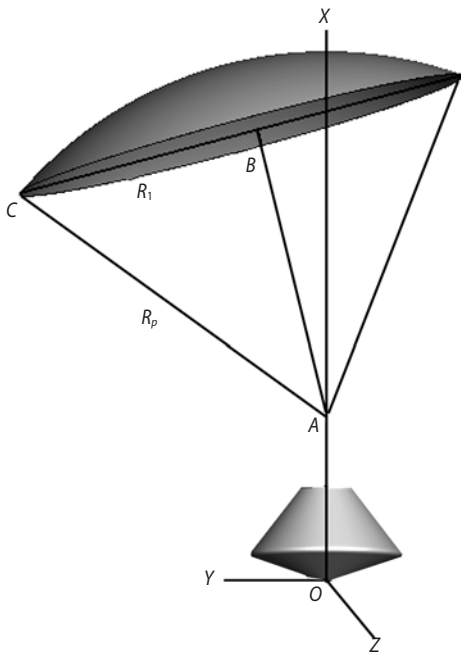


рисунок 2. Используемая система координат. Форма десантного аппарата и парашюта

формы парашюта фиксировано в пространстве по отношению к аппарату. На рисунке 2 показана связанная с десантным аппаратом правая система координат $OXYZ$.

Десантный аппарат имеет осесимметричную форму с лобовой поверхностью в виде 140-градусного затупленного по сфере конуса и сопряжённого с ним усечённого обратного конуса боковой поверхности (Хартов В.В. и др., 2014). Парашют моделируется как недеформируемое тело, не меняющее своей формы в процессе расчёта по времени. Форма парашюта задаётся как 70-градусный сферический сегмент.

Используемая численная методика реализована в пространственно-нестационарной постановке и использует модель невязкого нетеплопроводного совершенного газа (модель Эйлера). При построении вычислительных сеток применяется экспоненциальное сгущение вблизи поверхностей десантного аппарата и парашюта. При этом число расчётных точек в расчётной области выбиралось не менее 30×10^6 .

Такая методика и подход использовались ранее при численном исследовании аэродинамических характеристик 140-градусного конуса, и сравнение результатов расчёта с экспериментальными данными показало хорошее их совпадение (Бабаков А.В., Финченко Ф.С., 2020).

При расчётах используются безразмерные переменные. В качестве характерных величин выбраны: R_0 – радиус миделевого сечения десантного аппарата; ρ_∞ – плотность; T_∞ – температура; V_∞ – скорость набегающего потока газа на бесконечности. Так что в приведённых ниже результатах время t , плот-

ность ρ , температура T , давление P отнесены соответственно к значениям R_0/V_∞ , ρ_∞ , T_∞ , $\rho_\infty V_\infty^2$, силовые характеристики отнесены к $\rho_\infty V_\infty^2 R_0^2$, характеристики момента – к $\rho_\infty V_\infty^2 R_0^3$.

Численные расчёты проведены для сверхзвукового обтекания при значениях числа Маха набегающего потока $M_\infty=1.5, 1.8$ для совершенного газа с отношением удельных теплоёмкостей $\gamma=1.335$. Параметрические расчёты проведены для трёх различных расстояний $L_p=x_B$ между десантным аппаратом и парашютом (от носовой части десантного аппарата до миделевого сечения парашюта) $L_p=6, 12, 18$ при различных расположениях парашюта по отношению к десантному аппарату, т.е. при различных углах β между осями парашюта и десантного аппарата: $\beta=0^\circ, 15^\circ, 35^\circ$. При этом безразмерный радиус миделевого сечения парашюта составлял $R_1=3$, а радиус сферической поверхности парашюта $R_p=5.23$. Геометрические параметры десантного аппарата и парашюта соответствуют принятым в (Бабаков А.В., Финченко В.С., 2022).

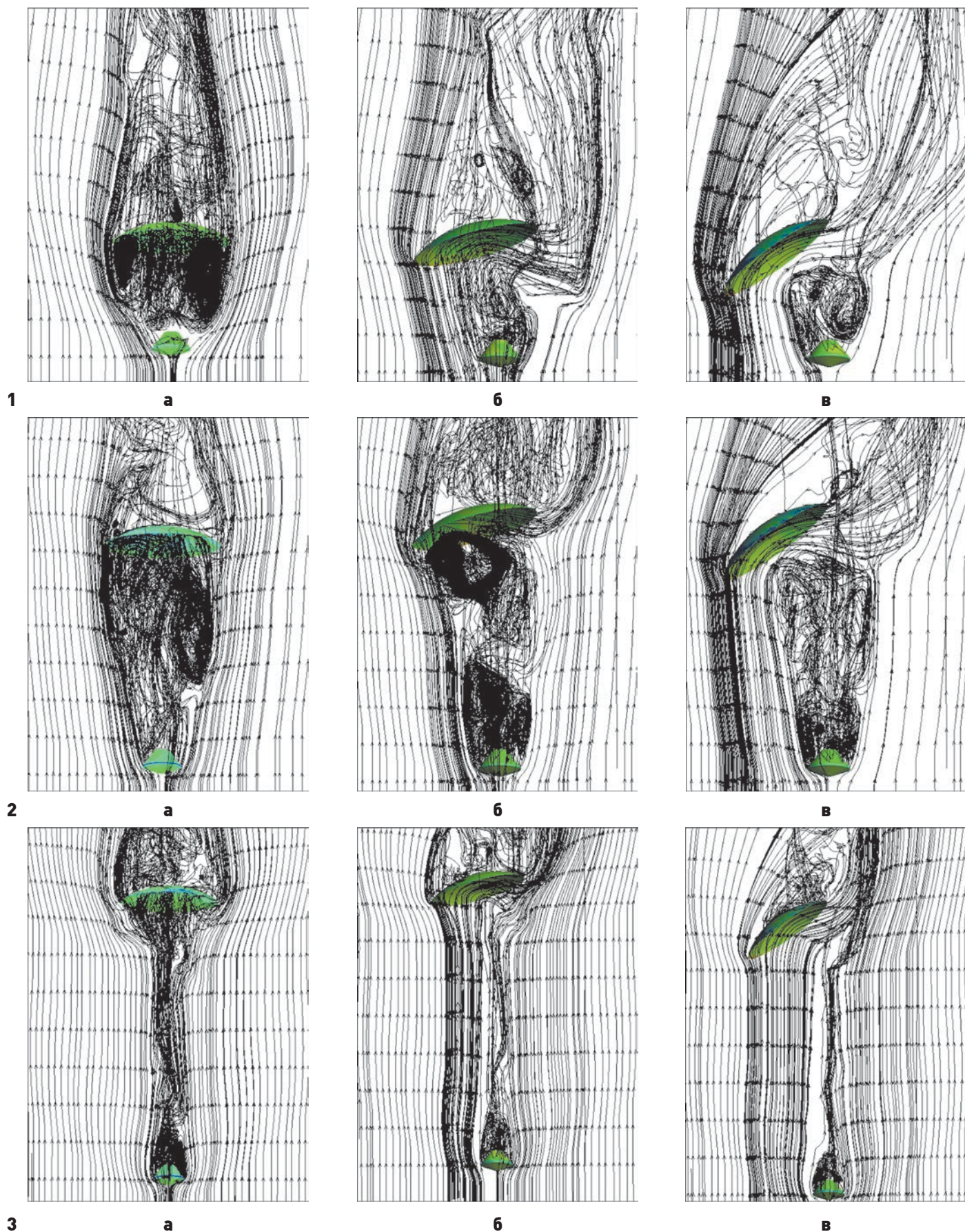
3. Результаты численного моделирования и их анализ

Как и в представленных в (Бабаков А.В., Финченко В.С., 2022) результатах, численные расчёты реализуются следующим образом: первоначально осуществляется расчёт течения около десантного аппарата (без парашюта в следе) до формирования установившегося пространственно-нестационарного ближнего следа (условный момент времени $t=t_0$). Далее, в момент времени $t=t_0$ (при расчётах $t_0=200$) в установившийся, но нестационарный вихревой след за десантным аппаратом «вводится» парашют. Дальнейший процесс интегрирования осуществляется до формирования установившегося для средних временных значений интегральных силовых характеристик десантного аппарата и парашюта, но также нестационарного течения как в области между десантным аппаратом и парашютом, так и в ближнем следе парашюта.

На рисунках 3, 4 для двух значений сверхзвуковой скорости движения, соответствующих значениям числа Маха набегающего потока $M_\infty=1.5$ (рисунок 3) и $M_\infty=1.8$ (рисунок 4), приведены картины течения около десантного аппарата и парашюта при различных углах β между осями парашюта и десантного аппарата: $\beta=0^\circ, 15^\circ, 35^\circ$.

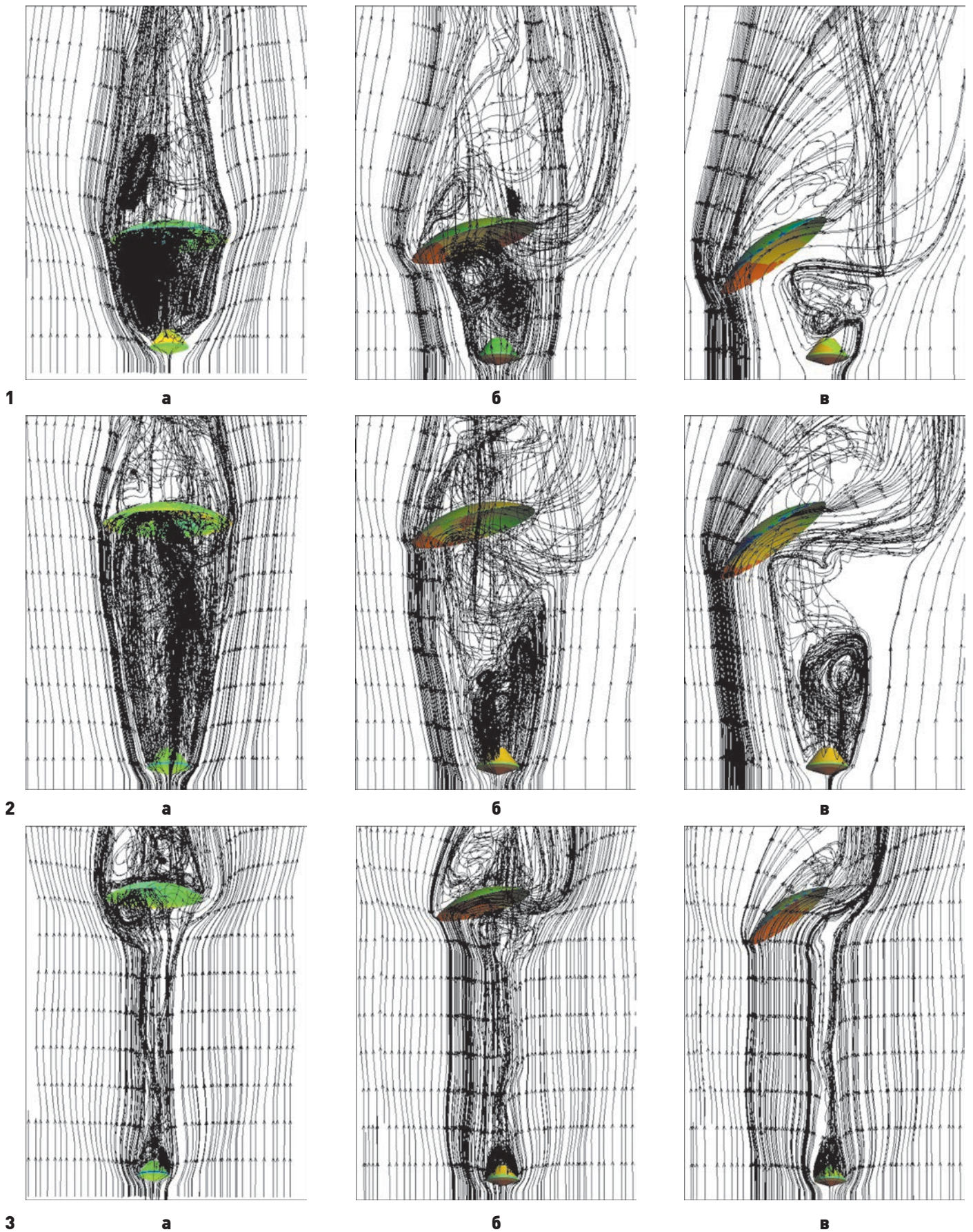
Как показывают результаты проведённого исследования, несоосное положение десантного аппарата и находящегося в его следе парашюта, а также величина расстояния между ними существенно влияют как на силовые характеристики, так и на устойчивость парашюта. На рисунке 5 для скоростей спуска, соответствующих $M_\infty=1.5, M_\infty=1.8$, приведены результаты

РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЛИЯНИЯ НЕСООСНОГО РАСПОЛОЖЕНИЯ ДЕСАНТИРУЕМОГО ОБЪЕКТА И ПАРАШЮТА В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ГАЗА НА ИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И СТРУКТУРУ ТЕЧЕНИЯ



1 – $L_p=6$; 2 – $L_p=12$; 3 – $L_p=18$; а – $\beta=0^\circ$; б – $\beta=15^\circ$; в – $\beta=35^\circ$.

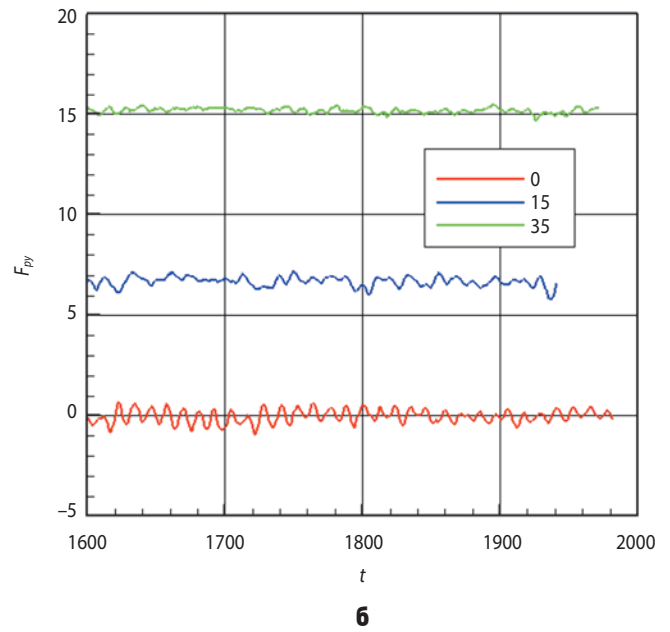
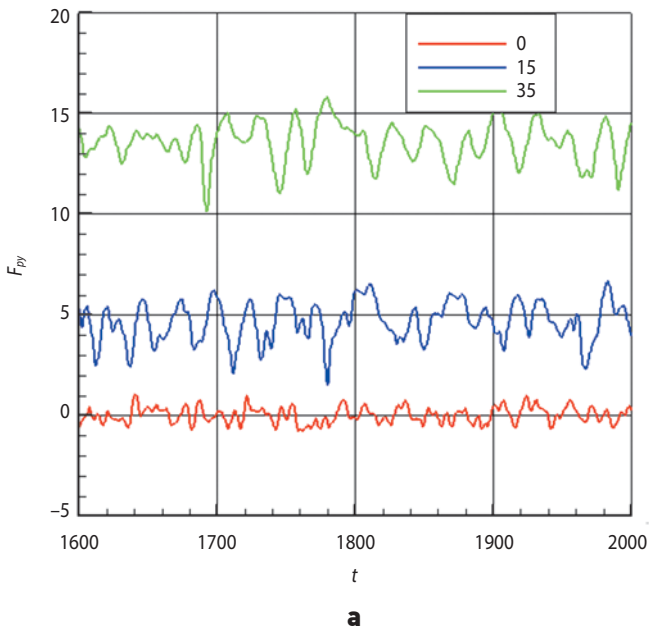
рисунок 3. $M_\infty=1.5$. Картины течения в виде мгновенных линий тока при различных расстояниях между десантным аппаратом и парашютом и углах отклонения парашюта от направления движения системы при нулевом угле атаки десантного аппарата



1 – $L_p=6$; 2 – $L_p=12$; 3 – $L_p=18$; а – $\beta=0^\circ$; б – $\beta=15^\circ$; в – $\beta=35^\circ$.

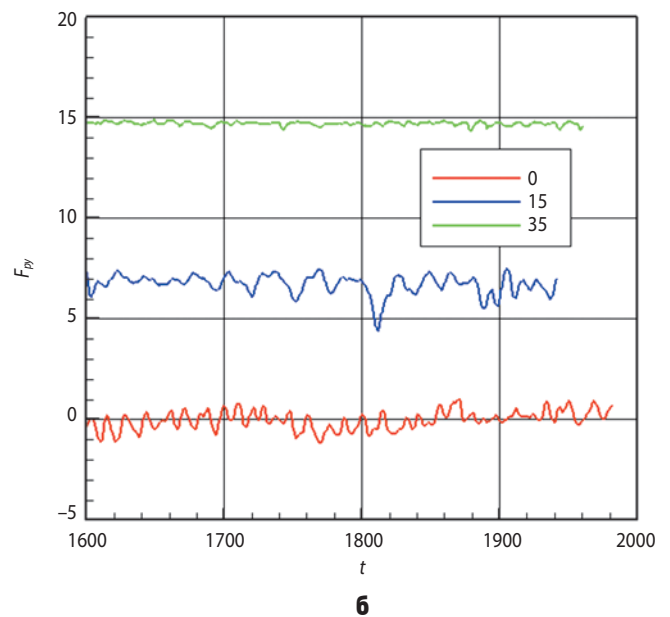
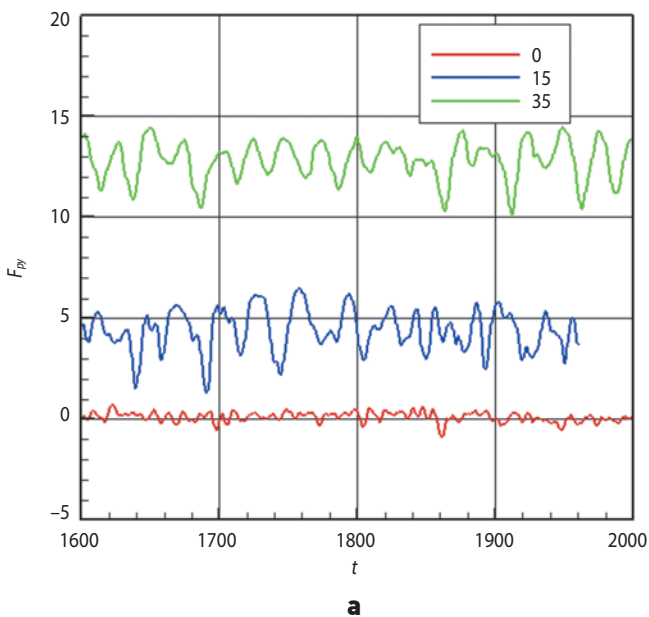
рисунок 4. $M_\infty=1.8$. Картины течения в виде мгновенных линий тока при различных расстояниях между десантным аппаратом и парашютом и углах отклонения парашюта от направления движения системы

РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЛИЯНИЯ НЕСООСНОГО РАСПОЛОЖЕНИЯ ДЕСАНТИРУЕМОГО ОБЪЕКТА И ПАРАШЮТА В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ГАЗА НА ИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И СТРУКТУРУ ТЕЧЕНИЯ



$M_\infty=1.5$. **а** – $L_p=12$; **б** – $L_p=18$.

рисунок 5. Изменение во времени нормальной аэродинамической силы F_{py} , действующей на парашют при двух различных расстояниях L_p между десантным аппаратом и парашютом



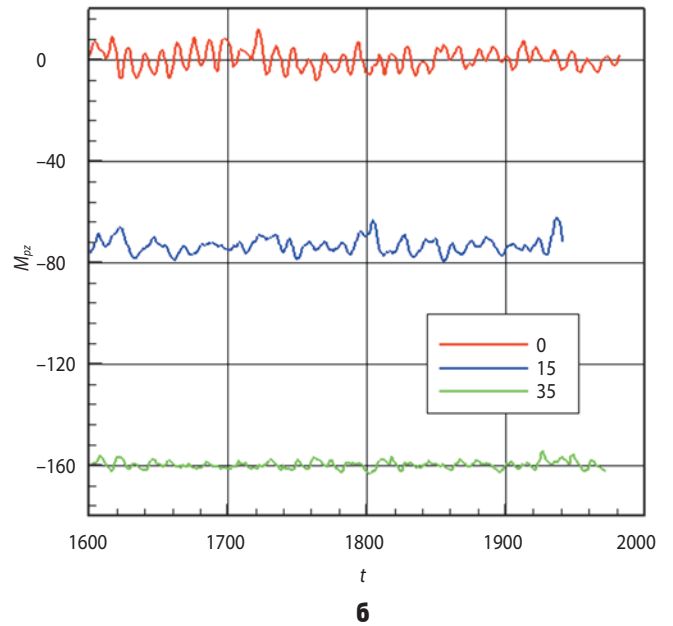
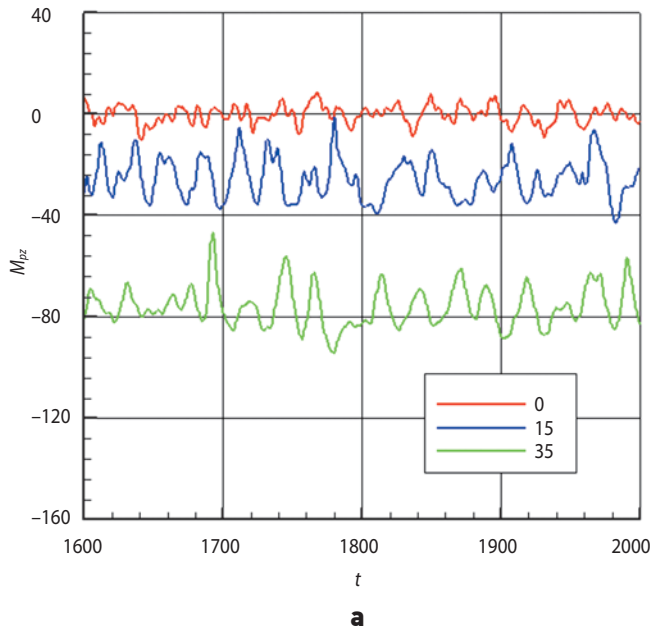
$M_\infty=1.8$. **а** – $L_p=12$; **б** – $L_p=18$.

рисунок 6. Изменение во времени нормальной аэродинамической силы F_{py} , действующей на парашют при различных расстояниях L_p между десантным аппаратом и парашютом

численного моделирования нестационарного поведения нормальной аэродинамической силы F_{py} , действующей на парашют при спуске в атмосфере при двух значениях расстояния между десантным аппаратом и парашютом: $L_p=12$, $L_p=18$ (на рисунке 5 и далее аэродинамические силы представлены в безразмерном виде, а именно отнесены к $\rho_\infty V_\infty^2 R_0^2$).

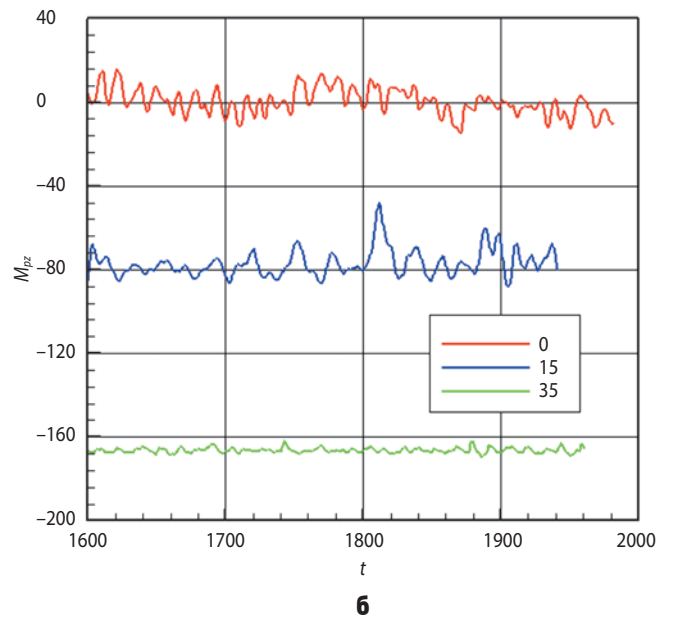
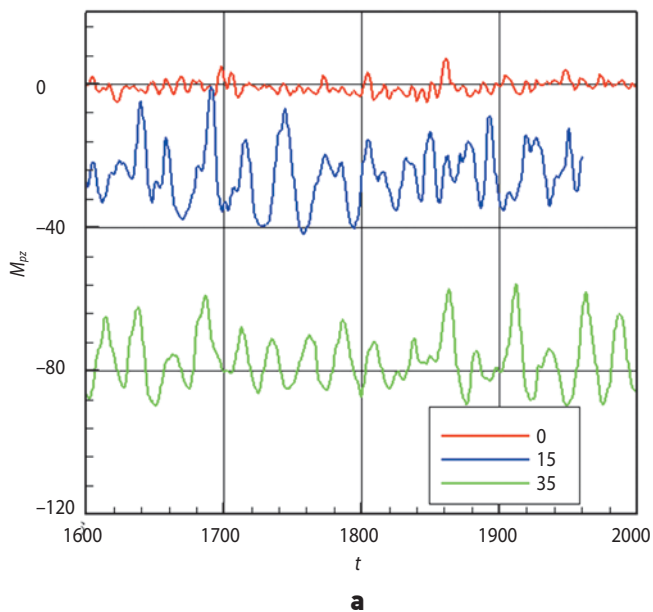
Аналогичные зависимости поведения во времени нормальной аэродинамической силы F_{py} , действующей на парашют, для $M_\infty=1.8$ приведены на рисунке 6.

Представленные на рисунках 5 и 6 зависимости указывают также на то, что при большем удалении парашюта от десантного аппарата ($L_p=18$) при их



$M_\infty=1.5$. **a** – $L_p=12$; **б** – $L_p=18$.

рисунок 7. Изменение во времени поперечного M_{pz} момента, действующего на парашют при двух значениях расстояния L_p между десантным аппаратом и парашютом



$M_\infty=1.8$. **a** – $L_p=12$; **б** – $L_p=18$.

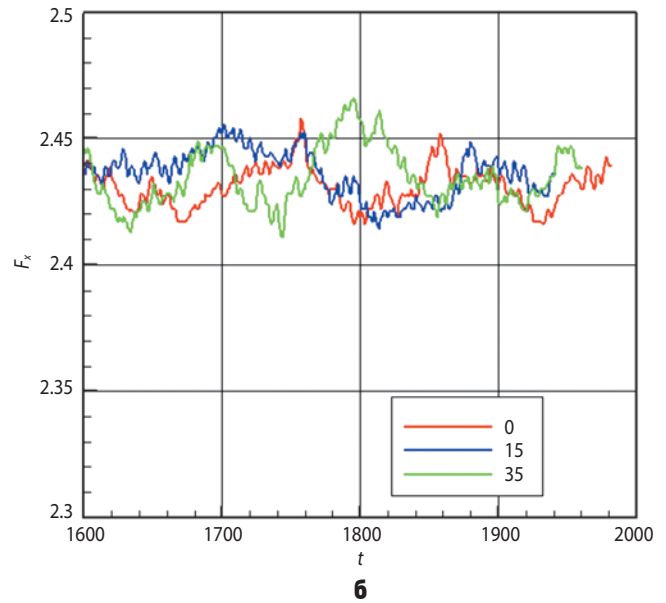
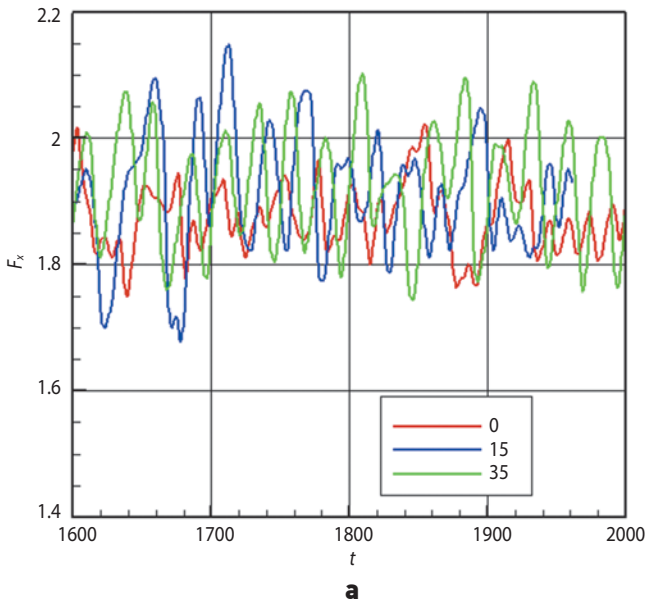
рисунок 8. Изменение во времени поперечного M_{pz} момента, действующего на парашют при двух значениях расстояния L_p между десантным аппаратом и парашютом

несоосном расположении уменьшаются проявления нестационарности действующей на парашют нормальной аэродинамической силы ($\beta=15^\circ, 35^\circ$).

Существенно несимметричный характер нестационарного обтекания купола парашюта обуславливает появление поперечного момента действующей на парашют аэродинамической силы (момент определя-

ется относительно оси, перпендикулярной плоскости OXY и проходящей через точку O (см. рисунок 2). Так, на рисунках 7 и 8 для скоростей спуска, соответствующих $M_\infty=1.5$ и $M_\infty=1.8$, показано поведение во времени поперечного аэродинамического безразмерного момента парашюта M_{pz} при различных расстояниях между десантным аппаратом и парашютом

РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЛИЯНИЯ НЕСООСНОГО РАСПОЛОЖЕНИЯ ДЕСАНТИРУЕМОГО ОБЪЕКТА И ПАРАШЮТА В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ГАЗА НА ИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И СТРУКТУРУ ТЕЧЕНИЯ



а – $L_p=12$; **б** – $L_p=18$.

рисунок 9. $M_\infty=1.8$. Изменение во времени продольной аэродинамической силы, действующей на десантный аппарат при двух значениях расстояния L_p между десантным аппаратом и парашютом

и разных значениях угла между их осями (на рисунках 7 и 8 компонента момента представлена в безразмерном виде, а именно отнесена к $\rho_\infty V_\infty^2 R_0^3$).

Здесь также проявляется эффект уменьшения амплитуды колебаний поперечного момента при увеличении расстояния L_p между десантным аппаратом и парашютом.

Рассмотрим теперь влияние несоосности на аэродинамику десантного аппарата. Так, на рисунке 9 для скорости его движения, соответствующей $M_\infty=1.8$, для различных значений $\beta=0^\circ, 15^\circ, 35^\circ$,

характеризующих несоосность, показано поведение во времени действующей на аппарат продольной аэродинамической силы.

Представленные на рисунке 9 (а также см. таблицу 1) зависимости указывают на следующее:

- присутствие парашюта в ближнем следе ($L_p=12$) десантного аппарата приводит к уменьшению среднего значения действующей на аппарат продольной аэродинамической силы ($F_x \approx 1.9$), что обусловлено увеличением давления на донной поверхности аппарата за счёт подпора парашютом

таблица 1 – $M_\infty=1.8$. Осреднённые по времени значения нормальной F_{py} силы и поперечного момента M_{pz} , действующих на парашют, продольной силы F_x , действующей на десантный аппарат, при различных расстояниях L_p между аппаратом и парашютом и различных углах β между их осями

	$L_p=12$			$L_p=18$		
	$\beta=0^\circ$	$\beta=15^\circ$	$\beta=35^\circ$	$\beta=0^\circ$	$\beta=15^\circ$	$\beta=35^\circ$
F_{py}	0	4.2	12.4	0	6.5	14.7
M_{pz}	0	-24	-75	0	-76	-166
F_x	1.88	1.95	1.95	2.43	2.43	2.43

таблица 2 – $M_\infty=1.5$. Осреднённые по времени значения нормальной F_{py} силы и поперечного момента M_{pz} , действующих на парашют, продольной силы F_x , действующей на десантный аппарат, при различных расстояниях L_p между аппаратом и парашютом и различных углах β между их осями

	$L_p=12$			$L_p=18$		
	$\beta=0^\circ$	$\beta=15^\circ$	$\beta=35^\circ$	$\beta=0^\circ$	$\beta=15^\circ$	$\beta=35^\circ$
F_{py}	0	4.75	13.25	0	6.55	15.2
M_{pz}	0	-25.0	-75.0	0	-72	-159.5
F_x	1.75	1.75	1.80	2.43	2.43	2.43

потока в ближней области за десантным аппаратом. При большем удалении парашюта от аппарата ($L_p=18$), на донной поверхности аппарата реализуется большее разрежение, что приводит к увеличению аэродинамической силы ($F_x=2.43$). При этом несоосность взаимного положения парашюта и десантного аппарата не влияет заметно на указанные значения продольной аэродинамической силы в исследованном диапазоне изменения величины β ;

- наличие несоосности также слабо влияет на проявление нестационарности действующей на аппарат продольной аэродинамической силы.

Аналогичные особенности свойственны и скорости десантного аппарата, соответствующей $M_\infty=1.5$.

В таблицах 1, 2 для $M_\infty=1.8$ и $M_\infty=1.5$ при различных расстояниях L_p между десантным аппаратом и парашютом и различных углах β между их осями представлены данные по осреднённым по времени значениям действующих на парашют продольной F_{px} , нормальной F_{py} сил и поперечного момента M_{pz} , а также действующей на десантируемый объект продольной силы F_x .

Рисунок 9, таблицы 1 и 2 также подтверждают сделанный в (Бабаков А.В., Финченко В.С., 2022) вывод о том, что с удалением парашюта от десантного аппарата среднее значение продольной аэродинамической силы F_x возрастает, а амплитуда колебания уменьшается, т.е. эффективность торможения и устойчивость движения системы «десантный аппарат – парашют» повышается.

заключение

Проведённые численные исследования показывают, что несоосное положение десантируемого объекта и тормозного парашюта в пространстве при спуске системы в атмосфере, обусловливаемое возможными отклонениями парашюта из-за нестационарного обтекания газовым потоком, вызывает появление значительных нормальных к траектории полёта сил, действующих на парашют, приводящих к боковым смещениям системы относительно номинальной траектории спуска. Это существенно расширяет параметры вероятного эллипса рассеяния точек посадки десантируемого объекта на посадочную поверхность.

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

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

список литературы

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

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

Бабаков А.В., Финченко В.С. Численное исследование сверхзвукового обтекания и силовых характеристик спускаемого в атмосфере аппарата и находящегося в его следе парашюта // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 4. С. 10-17.

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

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

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

Хартов В.В., Мартынов М.Б., Лукьянчиков А.В., Алексаикин С.Н. Проектная концепция десантного модуля «ЭКЗОМАРС-18», создаваемого НПО им. С.А. Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 5-12.

Хлебников В.С. Некоторые закономерности изменения аэродинамического сопротивления моделей пар тел при сверхзвуковом обтекании // Уч. зап. ЦАГИ. 1999. Т. XXX, № 3-4. С.69-77.

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

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

Статья поступила в редакцию 12.12.2022

Статья после доработки 13.12.2022

Статья принята к публикации 14.12.2022

САМОЗАЛЕЧИВАЮЩИЕСЯ МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ЗАДАЧ В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

А.В. Блошенко¹,
кандидат физико-
математических наук,
info@roscosmos.ru;
A.V. Bloshenko

В.И. Дубинин²,
кандидат
технических наук,
v.dubinin@gctc.ru;
V.I. Dubinin

Е.В. Попова²,
кандидат
педагогических наук,
e.popova@gctc.ru;
E.V. Popova

Р.Н. Ризаханов³,
кандидат физико-
математических наук,
nanocentre@kerc.msk.ru;
R.N. Rizakhanov

SELF-HEALING MATERIALS FOR SOLVING FUNCTIONAL PROBLEMS IN SPACE TECHNOLOGY

И.А. Залетова³,
nanocentre@kerc.msk.ru;
I.A. Zaletova

В.В. Кошлаков³,
доктор технических наук,
kerc@elnet.msk.ru;
V.V. Koshlakov

Н.Н. Ситников³,
кандидат
технических наук,
nanocentre@kerc.msk.ru;
N.N. Sitnikov

И.И. Юрченко³,
доктор физико-
математических наук,
kerc@elnet.msk.ru;
I.I. Yurchenko

В работе рассмотрены достижения последних лет в области проектирования и изготовления искусственных самовосстанавливающихся материалов и композиционных систем, которые могут быть использованы в качестве защиты от повреждающих факторов внешней среды. Рассмотрены принципы самозалечивания в искусственных материалах и прототипы таких материалов, имеющих потенциал применения в космической технике. Особое внимание уделено полимерным материалам с динамически подвижными молекулярными связями и композитным материалам с внутренними наполнителями, осуществляющими процессы самозалечивания. Отмечено, что слоистая структура композитного материала с внутренним вязкотекучим наполнителем, за счёт направленного массопереноса вязкотекучего компонента и его консолидации в области дефекта, способна быстро восстанавливать герметичность материала после сквозных повреждений. Продемонстрированы лабораторные прототипы самозалечивающихся материалов, среди которых выделяются слоистые композитные материалы, способные самостоятельно восстанавливать герметичность менее чем за секунду, что открывает перспективы их использования в надувных конструкциях для защиты от утечек внутренней атмосферы.

The paper considers the achievements of recent years in the design and manufacture of artificial self-healing materials and composite systems that can be used as protection against damaging environmental factors. The principles of self-healing in artificial materials and prototypes of such materials that have the potential to be used in space technology are considered. Particular attention is paid to polymeric materials with dynamically mobile molecular bonds and composite materials with internal fillers that carry out self-healing processes. It is noted that the layered structure of a composite material with an internal viscous filler, due to the directed mass transfer of the viscous component and its consolidation in the defect area, is able to quickly restore the tightness of the material after through damage. Laboratory prototypes of self-healing materials have been demonstrated, among which layered composite materials stand out that can independently restore tightness in less than a second, which opens up prospects for their use in inflatable structures to protect against leakage of the internal atmosphere.

¹ Государственная корпорация «Роскосмос», Россия, г. Москва.

State Space Corporation Roscosmos, Russia, Moscow.

² ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина», Россия, Московская область, Звёздный городок.

The «Gagarin Research & Test Cosmonaut Training Center» Federal State Budgetary Organization («Gagarin R&T CTC» FSBO), Russia, Moscow region, Star City.

³ АО ГНЦ «Центр Келдыша», Россия, г. Москва.

State Scientific Center of the Russian Federation «Keldysh Research Center», Russia, Moscow.

Ключевые слова:

самозалечивающиеся материалы;
самовосстанавливающиеся материалы;
полимерные материалы;
слоистые композиционные материалы;
космическая техника;
факторы космического пространства.

DOI: 10.26162/LS.2023.59.1.004

ВВЕДЕНИЕ

Биологические системы и живые организмы обладают способностью к залечиванию повреждений и возобновлению функционирования, что продлевает их жизненный цикл. По аналогии с природой разработка синтетических материалов, известных как самовосстанавливающиеся (самозалечивающиеся) материалы (СМ), которые могут автоматически обнаруживать и устранять повреждения, направлена на реализацию динамического ремонта в процессе эксплуатации (Islam S., 2021; Wang S., 2020).

Наиболее актуально применение искусственных СМ в составе устройств долгосрочного использования, предназначенных для эксплуатации в агрессивных средах или в сложных условиях, где трудоёмко или невозможно заменить повреждённый элемент конструкции, например, на борту космического аппарата (КА).

Неблагоприятные факторы окружающей среды в космосе, такие как активное УФ-излучение, атомарный кислород, микрометеороиды и частицы космического мусора, термоциклирование, заряженные ионы и низкое давление, обычно приводят к механическому повреждению элементов конструкции космических аппаратов (Walker R., 2004; Reddy M.R., 1995; Gotlib-Vainstein K., 2015). Например, столкновения с микрометеороидами и частицами космического мусора могут образовывать трещины в покрытиях и отверстия в обшивках. Когда КА находится на солнечной или теневой стороне, температура его поверхности может колебаться от -150 до 150 С, что также может вызвать растрескивание покрытий (Pochiraju K.V., 2008). Атомарный кислород может приводить к физической и химической эрозии (Reddy M.R., 1995; Gotlib-Vainstein K., 2015; Rahmani F., 2017). Высокоэнергетическое УФ-излучение способно постепенно разрушать ковалентные связи и молекулярные цепи полимерных материалов или сшивать полимерные цепи, что приводит к деградации материалов (Fischer H.R., 2013). В целом совокупность факторов космической среды, как правило, вызывает неизбежное образование дефектов в конструкционных материалах при длительном полёте, резко снижая их механическую прочность и сокращая срок службы, что

Keywords:

self-healing materials;
self-repairing materials;
polymeric materials;
layered composite materials;
space technology;
space factors.

серьёзно угрожает безопасности полётов КА (Gotlib-Vainstein K., 2015; Chen J., 2016). Для долгосрочного безопасного функционирования систем КА актуальны материалы, способные автономно определять и устранять повреждения при появлении дефектов (Zhu Y., 2019). В последние годы большое внимание уделяется материалам и композиционным системам со свойствами самостоятельного восстановления своих функциональных характеристик после какого-либо повреждения. Искусственные самозалечивающиеся материалы и композиционные системы при использовании в составе изделий будут способствовать повышению надёжности КА, снижению затрат на замену составных элементов и продлению срока службы.

По принципу реализации процессы самовосстановления в искусственных материалах можно разделить на несколько групп, включая внутренние и внешние подходы к самовосстановлению (Wang S., 2020; Колобков А.С., 2019). Внутреннее самовосстановление обычно происходит путём обратимого образования ковалентных связей или с помощью надмолекулярных (супрамолекулярных) и физических взаимодействий в полимерах. В отличие от него, внешнее самовосстановление обычно реализуется с помощью залечивающих реагентов, хранящихся в резервуарах, таких как капсулы (Колобков А.С., 2019; Salehuddina S.M.F., 2019; Pernigoni L., Lafont U., 2021; Aïssa B., 2012; Osada T., 2017), полые волокна или сосудистые сети (Ekeocha J., 2021; Skolnik N.L., 2020; Gergely R.C.R., 2018), которые внедрены в полимерные матрицы или другие функциональные материалы. Когда в композите возникают трещины, капсулы или сосудистые сети разрываются, высвобождая реагенты, которые заполняют область дефекта и восстанавливают целостность структуры за счёт реакции полимеризации.

В процессах такого рода можно выделить три этапа. Первый этап – это пусковое действие (иницирование процесса), которое происходит вскоре после возникновения повреждения, второй этап – транспортировка залечивающего вещества к месту повреждения, третий этап – химические взаимодействия, образующие новые связи в области дефекта.

Наряду с повреждением, которое является основным стимулом для автономного самовосстановления, существуют другие различные виды внешних стимулов, включая оптические, тепловые, электрические, химические, которые могут инициировать процесс самовосстановления (*Islam S.*, 2021).

К автономным самовосстанавливающимся системам можно отнести, например, капсульные системы, где специальные реагенты автоматически высвобождаются в ответ на повреждение материала. В автономных системах необходимо сообщение энергии извне, например, посредством нагрева или ультрафиолетового излучения для восстановления ковалентных и водородных связей (*Islam S.*, 2021; *Wang S.*, 2020; *Колобков А.С.*, 2019).

Механизмы самовосстановления подразделяют на физические, химические и физико-химические в зависимости от методов, используемых для их реализации. Примерами физических методов самовосстановления являются взаимная диффузия полимерных цепей, морфология разделения по фазам, эффекты памяти формы и внедрение активных наночастиц в полимерную матрицу. Химические методы включают в себя взаимодействие ковалентных, свободнорадикальных и супрамолекулярных динамических связей. Распространённым примером ковалентного взаимодействия являются различные реакции сшивания, например реакции Дильса – Альдера. Супрамолекулярные взаимодействия представляет собой нековалентную связь, включающую водородную связь, координацию металл-лиганд, π - π связь, ионные взаимодействия, взаимодействия «гость – хозяин» и Ван-дер-ваальсовы взаимодействия. Хотя эти взаимодействия относительно слабы по сравнению с ковалентной связью, в совокупности они образуют механически прочные и динамичные системы (*Islam S.*, 2021; *Wang S.*, 2020; *Колобков А.С.*, 2019).

Многие процессы самовосстановления совмещают физические и химические методы, такие как Ван-дер-Ваальсовы взаимодействия, внедрённые капсулы или сосудистые сети, заполненные жидкими веществами, при высвобождении которых происходит их реакционное взаимодействие. Некоторые виды приведённых взаимодействий будут в дальнейшем рассматриваться подробнее на конкретных примерах самозалечивающихся материалов и систем.

Цели работы – продемонстрировать и оценить достижения последних лет в области проектирования и изготовления искусственных самовосстанавливающихся керамических и полимерных композиционных систем, которые могут быть использованы в качестве защиты от повреждающих факторов внешней среды потенциально применимых в космической технике и рассмотреть подход к формированию программы экспериментальных исследований самовосстанавливающихся материалов в условиях космического полёта.

1. Обзор и обсуждение разработок самозалечивающихся материалов, направленных на решение функциональных задач в космической технике

1.1. Композиционные материалы, содержащие капсулы с залечивающими веществами и/или реактивные компоненты

Самозалечивающиеся материалы, использующие внешние механизмы восстановления, представляют собой композиционные системы, состоящие из основного материала – матрицы и внедрённых реактивных компонентов, которые хранятся в капсулах или в волокнистых, сосудистых сетях.

В качестве одного из примеров капсульных систем, подходящих для космических применений, можно привести материал, разработанный в отделении интеллектуальных материалов и датчиков для космических миссий MPV Technologies (Монреаль, Канада), который в перспективе предназначен для защиты от столкновения с микрометеороидами и частицами космического мусора (*Pernigoni L.*, *Lafont U.*, 2021; *Aïssa B.*, 2012).

Разработанный СМ изготовлен на основе эпоксидной смолы. В нём с использованием техники вакуумного центрифугирования распределены микрокапсулы из полимеламина с инкапсулированными мономерами 5-этилиден-2-норборнена и дициклопентадиена. Средний размер образованных микрокапсул составлял около 15 мкм. В матрицу также внедрялись частицы рутениевого катализатора Граббса и небольшое количество одностенных углеродных нанотрубок (ОУНТ), образующих дополнительные сшивающие связи. Полученную композицию для испытаний помещали между слоями тканого полимера, армированного углеродными волокнами (рисунок 1). Затем образцы собранного композиционного материала подвергались имитированному воздействию высокоскоростных ударов частиц космической среды, с использованием лабораторной высокоскоростной пусковой установки. Эффективность самовосстановления капсульного композита была продемонстрирована после поражения семи различных образцов материалов снарядами диаметром от 3 до 4 мм со скоростью от 4 до 8 км/с. Значения механической прочности после самовосстановления композита составляли от 245 до 326 МПа при эффективности самовосстановления от 45% до 83%. Обнаружено, что наибольшая механическая прочность была получена при использовании смеси заживляющих реагентов (мономеров) в соотношении 1:1, и что эффективность самовосстановления композита значительно увеличена за счёт добавления небольших количеств

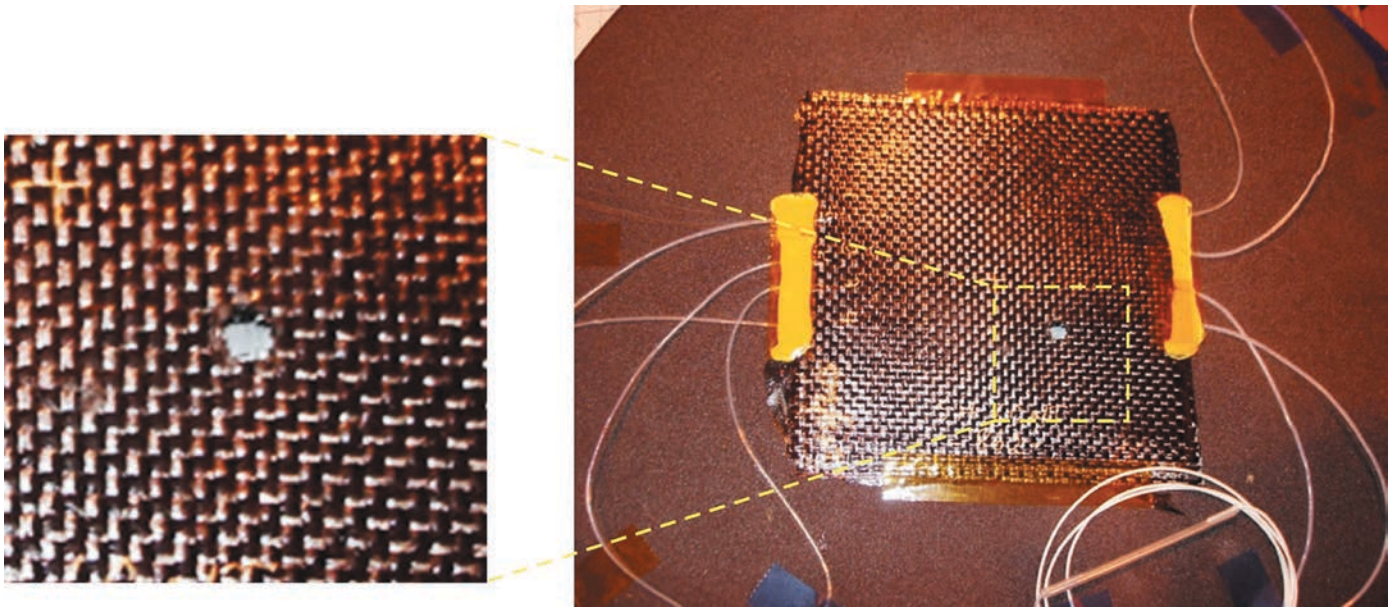


рисунок 1. Вид композиционного материала на основе эпоксидной матрицы с инкапсулированными мономерами, помещённой в слой углеткани, после повреждения и залечивания дефекта (Aïssa B., 2012)

ОУНТ (массовая доля составляет 2% и менее). Разработанный композиционный материал продемонстрировал перспективность применения для космических приложений в качестве защитных экранов со свойствами восстановления после повреждений (Aïssa B., 2012).

Другое эффективное применение капсульных систем реализовано в керамических материалах. Самовосстанавливающиеся композиционные керамики имеют большие перспективы для применения в космической технике, так как способны обеспечить тепловую защиту и автономное залечивание микротрещин, которые возникают при эксплуатации, особенно

при температурных колебаниях. Такие керамические материалы могут быть использованы при изготовлении двигателей и других изделий космической техники с жёсткими требованиями по функциональности. В работах Иокогамского национального университета (Иокогама, Япония) и Национального института материаловедения (Цукуба, Япония) представлена самовосстанавливающаяся керамика на основе оксида алюминия (Al_2O_3), содержащая залечивающие частицы карбида кремния (SiC) (Pernigoni L., Lafont U., 2021; Osada T., 2017; Kotoji A., 2002). Процесс залечивания трещин в таком композите происходит за счёт высокотемпературного окисления

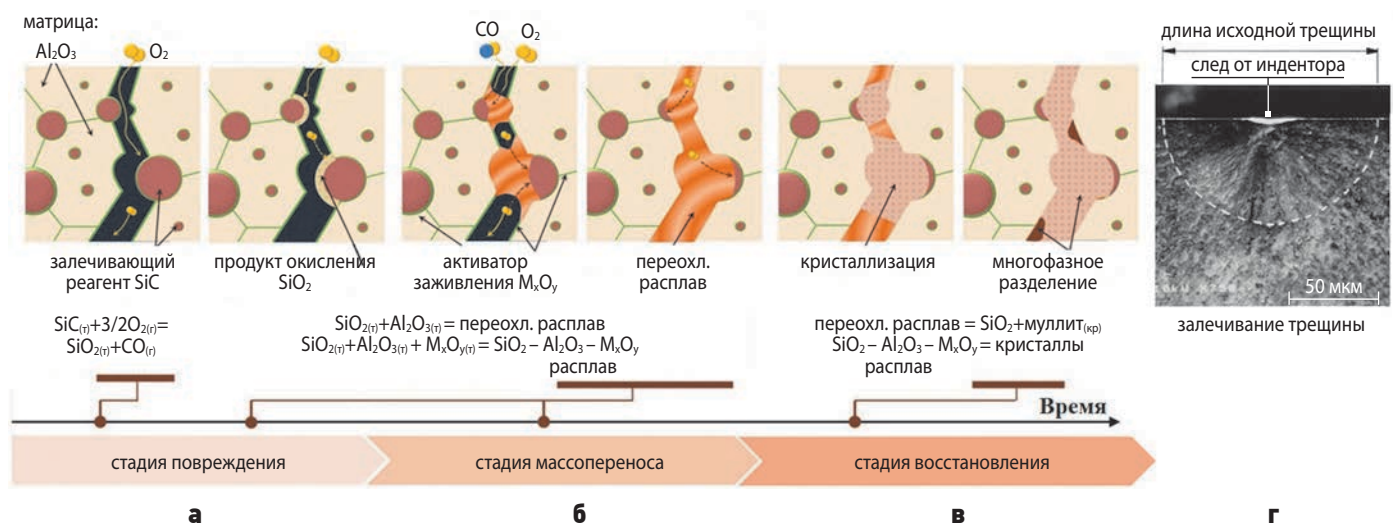


рисунок 2. Самозалечивание в композитах на основе Al_2O_3 и SiC: кислород проникает в трещины и окисляет SiC до SiO_2 (а); Al_2O_3 и M_xO_y растворяются в SiO_2 с образованием расплава, заполняющего пустоты (б); происходит кристаллизация переохлажденного расплава (в). Залечивание трещины от индентора Виккерса наблюдали с помощью высокотемпературного сканирующего лазерного микроскопа (г) (Osada T., 2017)

САМОЗАЛЕЧИВАЮЩИЕСЯ МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ЗАДАЧ В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

частиц SiC при его взаимодействии с кислородом. Продуктом реакции является оксид кремния, образующий в смеси с Al_2O_3 переохлажденный расплав. Трещина заполняется переохлажденным расплавом, в котором затем зарождаются и растут механически прочные кристаллы (рисунок 2).

Такая самовосстанавливающаяся керамика изначально была разработана для использования атмосферного кислорода в качестве «подвижной фазы» во время растрескивания при термоциклировании. При этом заживляющий реагент SiC распределялся в структуре по принципу сосудистых сетей. Важно подчеркнуть, что этот процесс может происходить только при высокой температуре. Для оценки характеристик самовосстановления в полученных образцах керамики проводились исследования по самозалечиванию поверхностных трещин, образованных после индентирования. Полученные трещины залечивались при нагреве керамических образцов при температуре от 600°C до 1300°C на воздухе. Время и степень залечивания дефектов в основном зависели от их размеров. В некоторых случаях субмикронные трещины устранялись в течение одной минуты, а процесс залечивания более крупных трещин мог длиться до 1000 часов (Pernigoni L., Lafont U., 2021; Osada T., 2017; Kotoji A., 2002).

Дальнейшее развитие разработки заключалось во внедрении в композиционный материал активатора процесса самовосстановления – оксида марганца (MnO). Результаты показали, что MnO сокращает необходимое время самозалечивания более чем в 6000 раз и значительно снижает необходимую температуру реакции. Наблюдалось полное восстановление прочности при нагреве образцов до 1000°C в течение 10 минут. Сформированный лечебный материал содержал в среднем 77% SiO_2 , 21% Al_2O_3 и 2% MnO. Активатор, располагаемый на границе раздела зёрен, обеспечивает быстрое заполнение трещины за счёт образования подвижных переохлажденных расплавов, что способствует эффективной доставке кислорода к SiC. Кроме того, активатор способствует кристаллизации расплавов и образует механически прочное соединение (Pernigoni L., Lafont U., 2021).

Композиционные керамики, реализующие подобные механизмы самозалечивания при реакциях с окружающими веществами и внешними факторами, могут найти приложения в изделиях космической техники, например в двигательных установках при реакциях с продуктами топлива.

В условиях космического пространства возможно использование такого фактора разрушающего

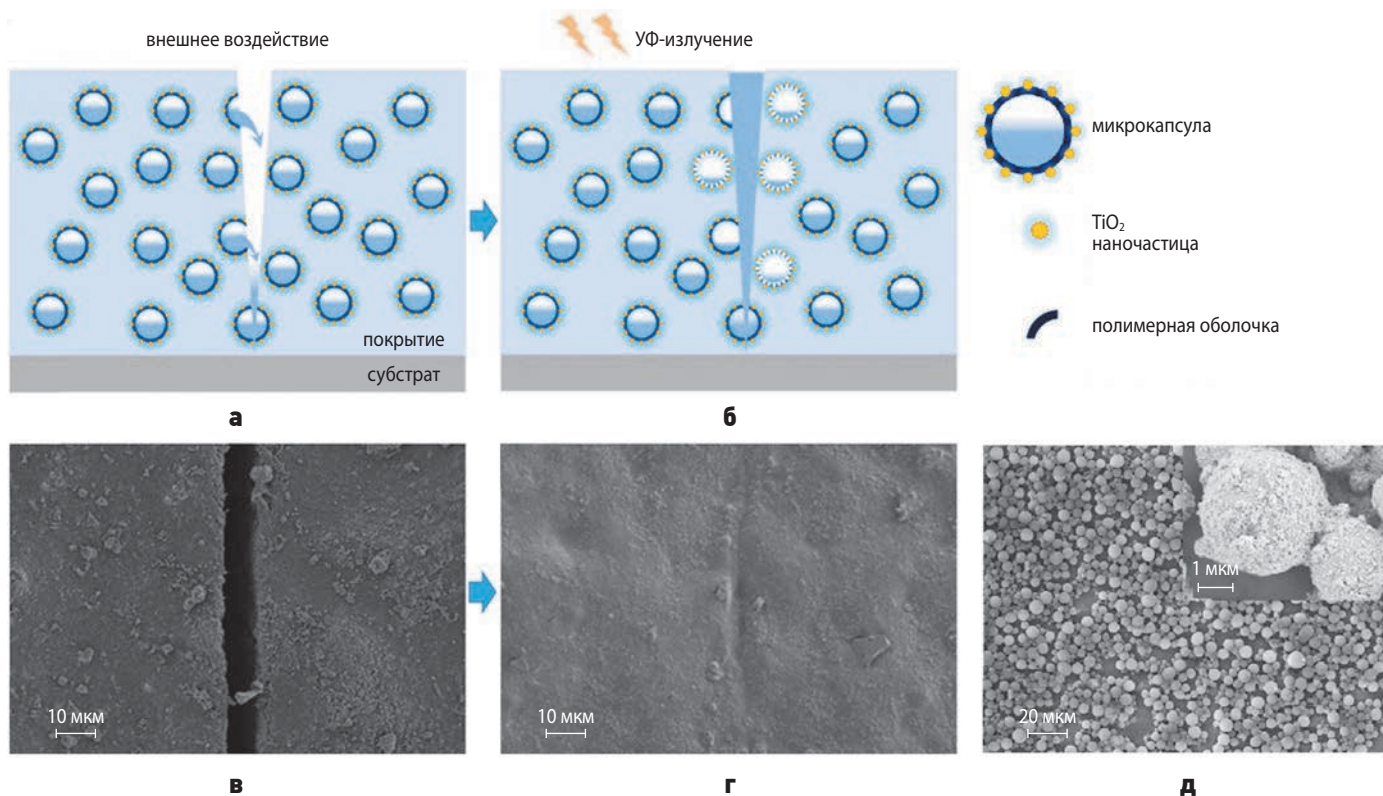


рисунок 3. Самовосстанавливающееся покрытие с микрокапсулами на подложке, реагирующее на УФ-излучение: внешнее воздействие повреждает микрокапсулы (а); трещина, залеченная заживляющими реагентами (б). РЭМ-изображения: поверхности поврежденного покрытия (в), покрытия после самозалечивания (г), микрокапсула (д) (Zhu Y., 2019)

воздействия, как ультрафиолетовое излучение (УФ-излучение) для активации процесса залечивания покрытия. Такое новаторское решение было предложено в лаборатории молекулярной инженерии полимеров Шанхайского университета в виде покрытия с распределёнными микрокапсулами для защиты поверхностей КА (Zhu Y., 2019; Pernigoni L., Lafont U., 2021). Разработанное покрытие способно автономно залечивать трещины за счёт залечивающих компонентов, чувствительных к УФ-излучению (рисунок 3). Микрокапсулы, содержащие залечивающий реагент, были синтезированы путём инициированной УФ-полимеризации эмульсий Пикеринга при длине волны 400 нм, имели внешнюю оболочку из частиц диоксида титана и внутреннюю полимерную оболочку (рисунок 3д). Посредством ультразвукового диспергирования полученные микрокапсулы были равномерно распределены в силиконовой смоле, затем композицию отливали на предметные стекла и отверждали в течение 24 ч при 75°C. Предложенный механизм самовосстановления покрытий заключался в том, что при повреждении покрытия часть микрокапсул разрывается под воздействием внешней силы (рисунок 3а), а неразорвавшиеся микрокапсулы около дефектных участков разрушаются УФ-излучением (рисунок 3б), в результате чего инкапсулированные заживляющие вещества могут высвободиться и полностью или частично заполнить трещины, тем самым закрывая защищаемую подложку (рисунок 3г). В таком исполнении самозалечивающегося покрытия микрокапсулы, чувствительные к ультрафиолетовому излучению, могут высвободить большее количество залечивающих реагентов, и залечивание дефектов реализуется более эффективно, чем в других аналогичных по принципу самозалечивающихся покрытиях с капсулами (Zhu Y., 2019).

В целом системы на основе инкапсулирования имеют ограниченные возможности по заполнению зоны повреждения; процесс залечивания происходит только в тех местах, где присутствует разрушение капсул. Самовосстановление при повторном разрушении в том же месте возможно только при наличии достаточного количества капсул с залечивающим реагентом.

Для устранения ограничений по количеству циклов самозалечивания получили развитие сосудистые системы, которые способны доставлять достаточное количество заживляющей жидкости, что позволяет устранять повторные повреждения в одном и том же месте (Ekeocha J., 2021; Skolnik N.L., 2020; Gergely R.C.R., 2018). Для повышения эффективности функционирования таких композиционных материалов организуются дополнительные внешние

резервуары, где хранятся залечивающие реагенты, и система их подачи, например посредством прокладки насосом. Несмотря на сложность устройства, такие системы имеют преимущества в устранении дефектов типа пробоя достаточно большого размера. Могут применяться для массивных частей корпуса КА, как показано в следующей разработке.

Во время входа в атмосферу Земли система тепловой защиты (СТЗ) экранирует спускаемый аппарат и его полезную нагрузку от суровых аэротермических условий, возникающих во время гиперзвукового полёта через атмосферу. Воздействие микрометеороидов и орбитального мусора является причиной возможного повреждения СТЗ. Одно из потенциальных решений проблемы защиты от данного рода повреждений – интеграция технологий саморемонта в систему тепловой защиты, которая активируется в случае возникновения повреждения.

В Университете Иллинойса (г. Урбана, США) для применения в СТЗ был разработан материал Dual Purpose Goop (DPG), который может выполнять абляционно-изолирующие функции, а также имеет способность к самовосстановлению (Skolnik N.L., 2020). Такой материал состоит из трёх основных компонентов, каждый из которых обладает своим функциональным действием. Первый компонент – силиконовое масло – действует как жидкость-носитель, обеспечивая доставку двух других компонентов по внутренней системе трубок в повреждённую область. Это масло обычно используется в вакуумных насосах и поэтому обладает свойствами, которые позволяют ему функционировать в космическом вакууме. Второй компонент – порошок карбида кремния (SiC). Этот порошок включён в состав системы DPG в качестве термостойкого компонента, поскольку материал должен использоваться в тепловых экранах и выдерживать экстремальные условия. Последний компонент DPG – измельчённое стекло из борного ангидрида (B_2O_3) – обладает хорошими смачивающими свойствами. Также в образцы были внедрены волокна для формирования в области дефекта каркасной сетки. Механизм самовосстановления заключается в том, что смесь компонентов посредством вязкого течения масла доставляется в область дефекта, затем, в ходе функционирования СТЗ, подвергается воздействию высокой температуры, при этом стекло (B_2O_3) плавится и удерживает SiC – в области дефекта образуется твёрдый материал (Skolnik N.L., 2020).

Задача состояла в том, чтобы подобрать композицию на основе силиконового масла достаточно вязкую для эффективной транспортировки залечивающих компонентов (SiC и B_2O_3): не слишком густую, чтобы для транспортировки требовалось высокое

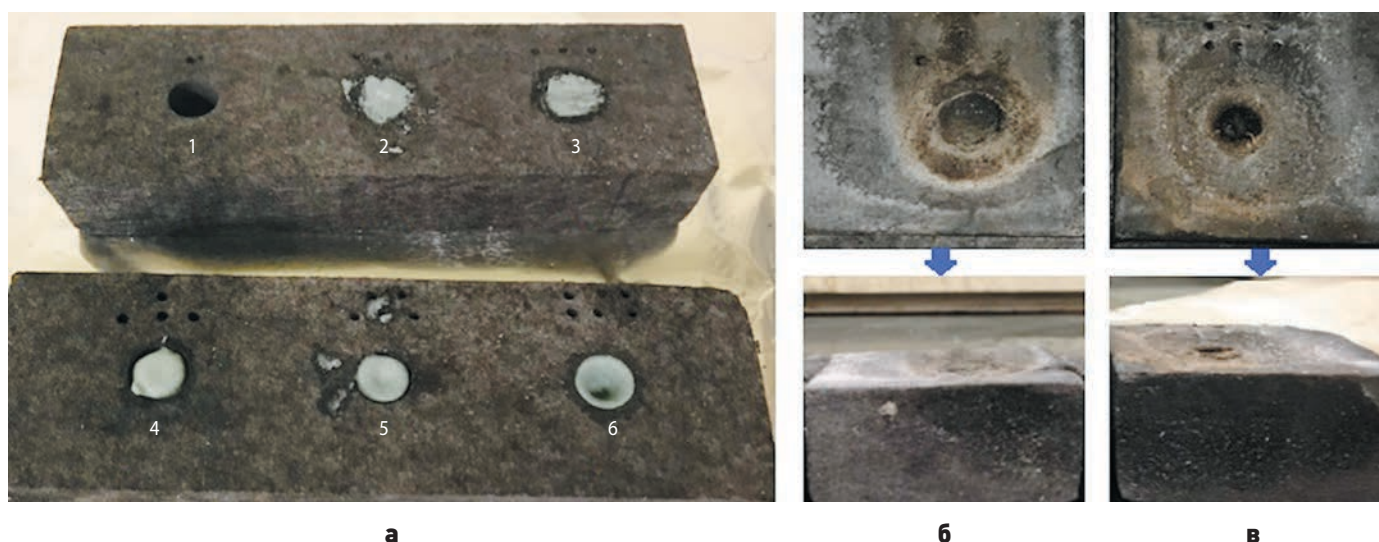


рисунок 4. Заполнение отверстий в композите залечивающей смесью при различном массовом соотношении ее частей DPG ($B_2O_3:SiC$:силиконовое масло, %): **1** – 0:0:100; **2** – 20:40:40; **3** – 20:30:50; **4** – 20:20:60; **5** – 20:10:70; **6** – 20:0:80 (**а**). Испытание на термостабильность образцов **2** (**б**) и **4** (**в**) (*Skolnik N.L., 2020*)

давление, и не слишком жидкую. В ходе исследований было определено, что не существует установленного относительного процентного содержания каждого компонента в «DPG», так как различные комбинации могут быть более подходящими для различных ситуаций. Например, более вязкая смесь – содержащая большое количество SiC и B_2O_3 по сравнению с чистым маслом – будет эффективна, когда необходимо сформировать пробку в поврежденном месте. Более жидкая смесь, с большим количеством масла и меньшим содержанием порошка, будет иметь преимущества для применения, когда требуется быстрое восстановление. В этом случае залечивающая смесь должна обладать высокой текучестью, благодаря которой осуществляется быстрая доставка материала в область повреждения (*Skolnik N.L., 2020*).

На рисунке 4а показано, как шесть смесей с различными соотношениями компонентов заполняют отверстия в волокнистом композите. Испытание на воздействие высоких температур (рисунок 4б) продемонстрировало, что форма волокна разрушается, но залечивший отверстия материал сохраняется.

Недостаток данной самовосстанавливающейся композиции в том, что силиконовое масло отделяется от порошковой смеси и может просачиваться в поры матрицы композита. При содержании массовой доли масла в образце более 60% возможна неравномерная усадка материала в области дефекта. Результаты исследований показали, что при доработке свойств композитного материала DPG он может стать реальным кандидатом в качестве самовосстанавливающегося материала для применения в системах тепловой защиты (*Skolnik N.L., 2020*).

1.2. Слоистые композиционные материалы и системы, содержащие внутренние залечивающие наполнители

Многие полимеры, особенно в вязкотекучем состоянии, благодаря наличию специфических обратимых химических связей способны восстанавливать связи на границах материалов при их сведении. Такие внутренние факторы самовосстановления в полимерах основаны либо на динамических ковалентных связях (таких как реакция Дильса – Альдера или системы на основе радикалов), либо на супрамолекулярных взаимодействиях (водородная связь, ион-ионные, металлическая связь или π - π взаимодействия) (*Salehuddina S.M.F., 2019*). Самозалечивающиеся материалы, использующие внутренние факторы связей, обладают возможностями многократного самовосстановления в одном и том же месте.

Самозалечивающиеся системы на основе внутренних механизмов восстановления связей менее сложны в устройстве, чем системы на основе капсул и сосудов. При внутренних процессах самовосстановления такой материал по своей природе уже является самовосстанавливающимся. Поэтому можно избежать многих проблем с интеграцией и совместимостью заживляющих компонентов, которые возникают при инкапсулировании и изготовлении микрососудистой системы залечивания. При выборе систем на основе внутренних механизмов самовосстановления нужно учитывать соответствие данных материалов желаемым механическим, химическим и оптическим свойствам для предполагаемого применения.

Для самовосстановления в сложных условиях, например в условиях космического вакуума, эффек-

тивным подходом является применение слоистых композиционных систем, в которых могут сочетаться преимущества внешних и внутренних механизмов самовосстановления. В таких системах каждый слой направлен на выполнение определённой функциональной задачи, например, залечивающие слои из супрамолекулярных эластомеров отвечают за слияние разрушенных связей, а внешние слои – за обеспечение функциональных свойств системы (Ситников Н.Н., Хабибуллина И.А., 2020).

Среди возможных альтернатив ранее описанным решениям, реализованным в капсульных и сосудистых системах для применений защиты от воздействия микрометеороидов, вполне реальными для функционального применения самозалечивающимися материалами являются слоистые композиционные материалы и системы (СКМ). В СКМ слои направлены на выполнение определённой функциональной задачи, например, залечивающие слои из супрамолекулярных полимеров отвечают за перемещение полимера в область дефекта и восстановление разрушенных связей, а внешние слои – за обеспечение функциональных свойств системы (Ситников Н.Н., Хабибуллина И.А., 2020).

Авторы работы (Haddad E., 2018) из центра MPV Communications (Канада) изготовили слоистые композиты на основе супрамолекулярного иономера этилен-со-метакриловой кислоты (ЭМАК) с такими тканями, как Kevlar® и Nextel® (рисунок 5). Данный материал планируется использовать в качестве гер-

метичной оболочки, предотвращающей любую потенциальную утечку топлива из криогенного бака в вакууме. Для имитации воздействия микрометеороидов при испытаниях использовались снаряды из алюминия и нержавеющей стали диаметром от 2 до 4 мм, выпускаемые из двухступенчатой газовой пушки со скоростью от 1 до 4 км/с, а в систему были интегрированы волоконно-оптические датчики для обеспечения контроля состояния конструкции (Pernigoni L., Lafont U., 2021; Haddad E., 2018).

Эффект самовосстановления был подтвержден при вакуумных испытаниях при 10^{-4} Па с последующей рентгеновской компьютерной томографией. Изображение рентгеновской компьютерной томографии позволяет увидеть, что материал ЭМАК залечился, и проследить траекторию движения шарика через композит по поврежденным слоям Kevlar®, которые не залечиваются. Испытания продемонстрировали, что в образцах достигнуто полное самозалечивание. Эффективность восстановления материала была подтверждена с помощью микрофотографий СЭМ и с помощью тестов на утечку воздуха (Pernigoni L., Lafont U., 2021; Haddad E., 2018).

По результатам исследований различных иономерных соединений (главным образом ЭМАК) было выявлено, что механизм самовосстановления реализуется в основном не за счёт ионного взаимодействия, а за счёт локального расплавления области вокруг нанесённого дефекта и массопереноса благодаря эластичным свойствам (смыкание краёв отверстия).

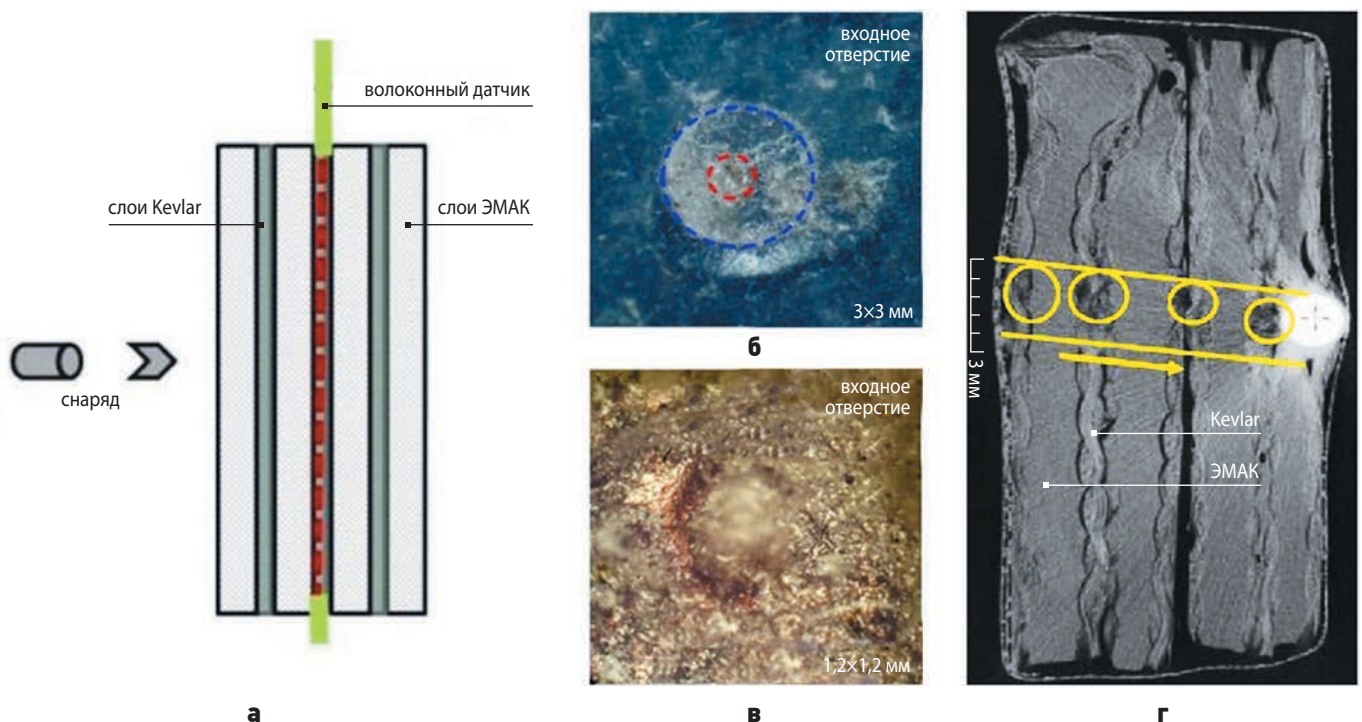


рисунок 5. Схема испытания слоистого материала на основе супрамолекулярного полимера (а); фотографии залеченного отверстия (б, в); рентгено-компьютерное томографическое изображение поражённого многослойного материала Kevlar-ЭМАК (г) (Haddad E., 2018)

САМОЗАЛЕЧИВАЮЩИЕСЯ МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ЗАДАЧ В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

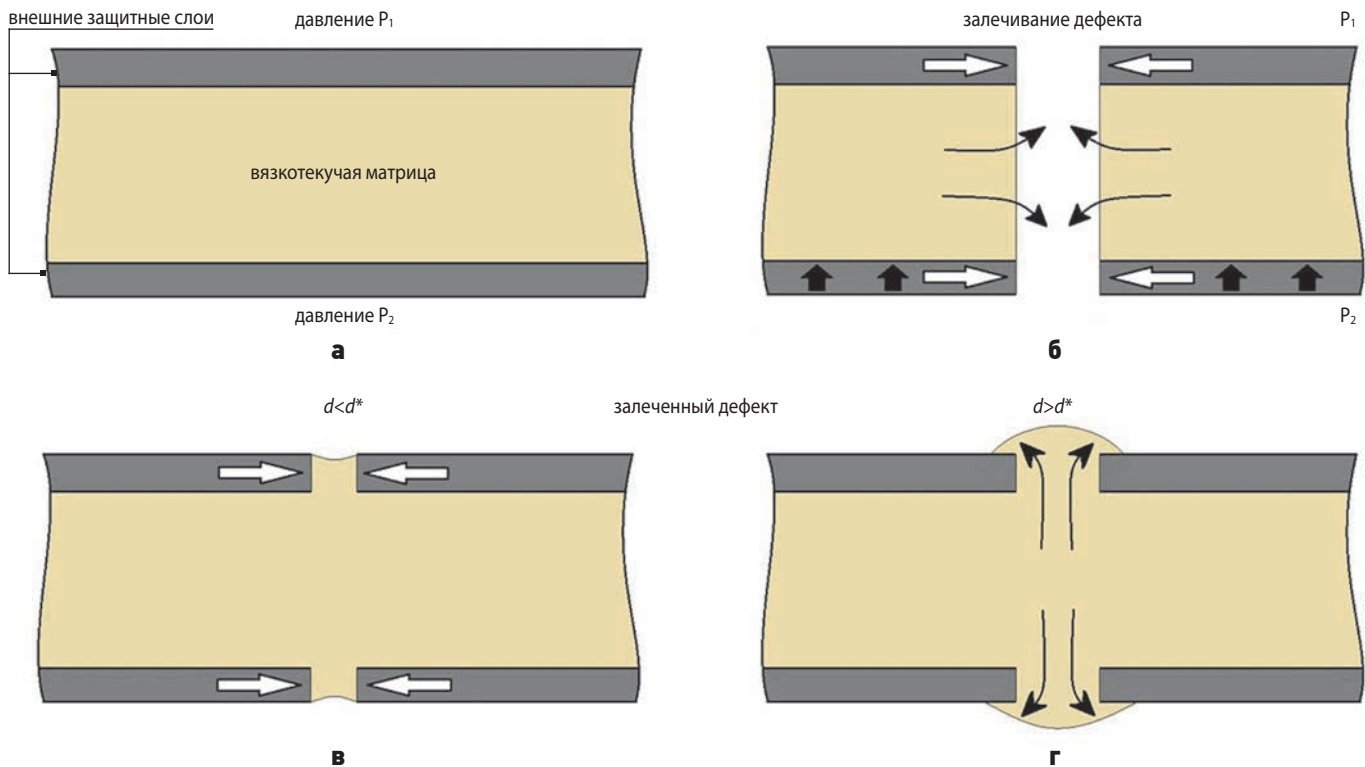


рисунок 6. Механизм самозалечивания в слоистых материалах с вязкотекучим наполнителем (Zavada S.R., 2021)

Расплавление происходит вследствие нагрева области дефекта до температуры около 60°C в момент пробоя. Чем больше скорость и импульс удара в момент повреждения, тем эффективнее реализуется самовосстановление (Pernigoni L., Lafont U., 2021; Haddad E., 2018). Активное разложение композита ЭМАК с УНТ начинается при температуре около 390°C (Zavada S.R., 2021).

Для разработок самовосстанавливающихся материалов эффективное функционирование в условиях вакуума или низкого давления является сложной задачей. Во-первых, реакция самовосстановления на повреждение должна быть максимально быстрой после фактического повреждения, поскольку необходимо сохранять внутреннюю среду от утечек в космическое пространство. Во-вторых, механизм самовосстановления должен быть автономным при возникновении повреждений, поскольку место

повреждения может быть недоступно. По мнению авторов, наиболее подходящим является подход, независимый от химических взаимодействий, при котором во внутренней части слоистого материала организовывается доставка залечивающего материала в область дефекта посредством массопереноса внутреннего вязкого вещества. Простейшая схема реализации одного из возможных механизмов такого подхода к реализации самозалечивания представлена на рисунке 6 (Ситников Н.Н., Хабибуллина И.А., 2020). В слоистой структуре внутренний вязкотекучий слой располагается между внешними защитными слоями (рисунок 6а). При образовании сквозного дефекта в слоистом материале залечивающий вязкотекучий слой стремится заполнить объём образовавшейся несплошности (рисунок 6б). Внешние и дополнительные внутренние слои, помимо опорной и защитной функции, могут выполнять иные



рисунок 7. Послойная конфигурация и общий вид композиций 1 (а) и 2 (б) самозалечивающегося слоистого композита (Pernigoni L., Grande A.M., 2020)

функциональные задачи – например по уменьшению размера области дефекта за счёт упругости или дополнительного армирования. Вязкотекучий слой может иметь многосоставную композицию на основе полимера, способного к самозалечиванию, поэтому его иногда именуют самозалечивающей матрицей. Массоперенос залечивающего вещества непосредственно к месту дефекта или деструкции, обеспечивающий быстроту самозалечивания в упругих и вязкотекучих материалах, дополнительно может стимулироваться созданием напряжённого состояния в вязкотекучем слое. Такое напряжённое состояние, например, осуществимо с помощью давлений между внешними слоями, при котором внутренние слои находятся в сдавленном состоянии, что уменьшает время массопереноса. В такой схеме менее вязкие залечивающиеся матрицы осуществляют более быстрый массоперенос, однако необходимо учитывать вытекание внутреннего залечивающего вязкотекучего вещества за внешние защитные слои и предусматривать механизмы его удержания. Характер и размер образованного дефекта d определяет возможность получения долговременного сохранения эффекта залечивания. При размере дефекта d больше некоторого характерного d^* происходит вытекание вязкотекучего слоя за внешние защитные слои (рисунок 6г). Размер дефекта, механические напряжения, вязкость залечивающейся матрицы, смачиваемость, капиллярные взаимодействия между материалами и другие параметры определяют устойчивость сохранения эффекта залечивания и сохранение материала залечивающейся матрицы в границах дефекта (Ситников Н.Н., Хабибуллина И.А., 2020).

Примером реализации такой схемы является разработанный в Миланском политехническом университете (г. Милан, Италия) самовосстанавливающийся слоистый материал с центральным вязкотекучим слоем (рисунок 7) (Pernigoni L., Grande A.M., 2020). В качестве вязкотекучего вещества использовался супрамолекулярный полимер Reverlink® HR (разработка компании Arkema). Этот полимер обладает сильными необратимыми ковалентными сшивками, а также слабыми обратимыми химическими связями (водородные связи), отвечающими за функциональность самовосстановления; он содержит сети на основе эпоксидных смол и синтезируется из преполимера диглицидилового эфира бисфенола А.

При изготовлении слоистого материала супрамолекулярный полимер помещался между арамидной тканью (толщиной 630 мкм) и полиамидной плёнкой (толщиной 50 мкм). Были исследованы две трёхслойные конфигурации. В первом случае самовосстанавливающийся полимер формировался в виде диска радиусом 25 мм и помещался между двумя полиамидными плёнками толщиной 50 мкм (рисунок 7а).

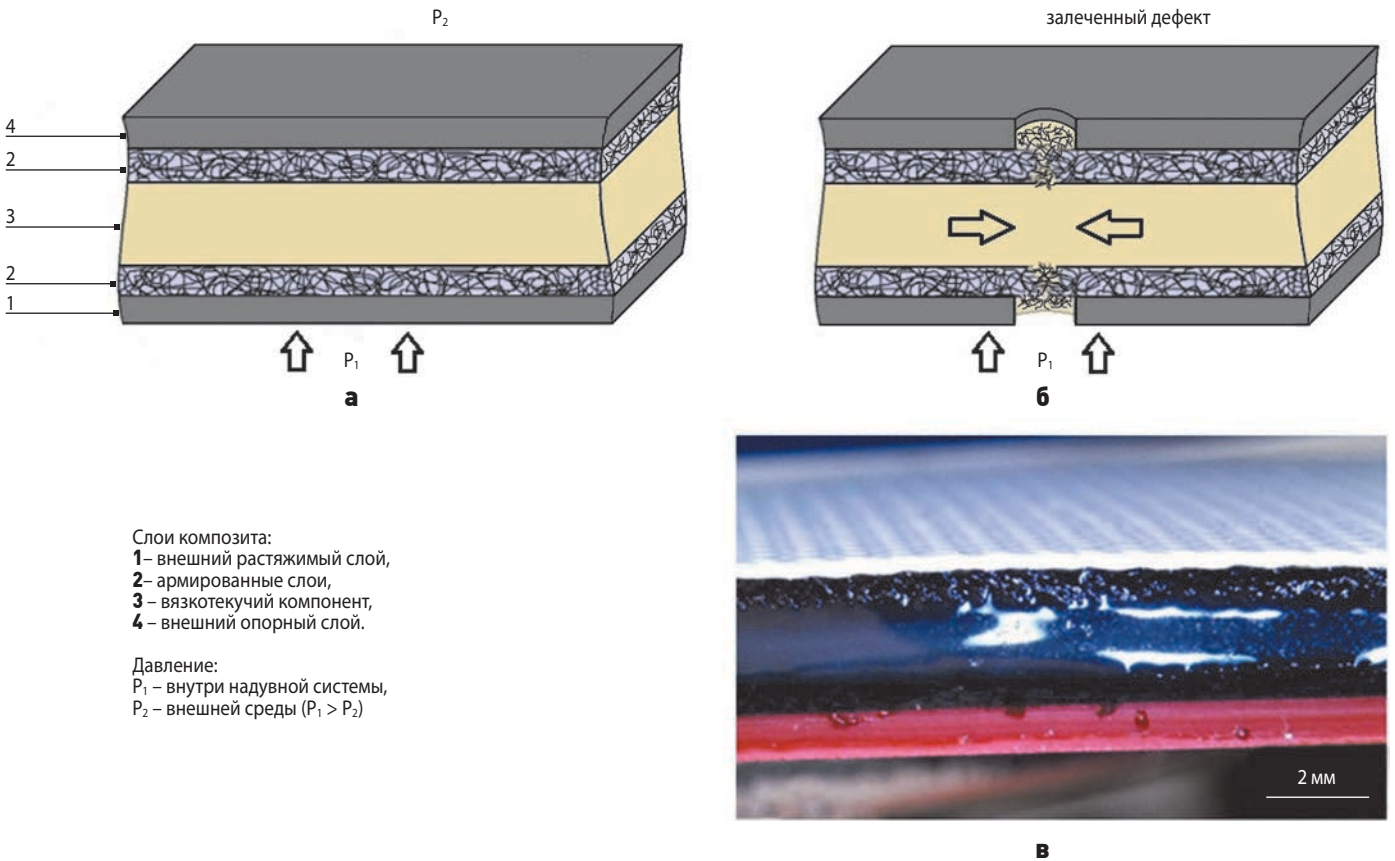
Во второй конфигурации арамидная ткань заменяла верхнюю полиамидную плёнку (рисунок 7б). Во всех случаях толщина дисков материала составляла около 1,2 мм. Все испытания проводились путём прокалывания центральной части слоистого композита (Pernigoni L., Grande A.M., 2020).

Экспериментальное определение свойств самовосстановления проводилось на лабораторной испытательной установке. Её основная часть представляла собой сосуд под давлением, состоящий из полого цилиндра с нижней крышкой и уплотнительным кольцом сверху, которое фиксирует образец на самом цилиндре, обеспечивая избыточное давление во внутренней полости по отношению к внешней среде. Для прокола во время испытаний использовался пробойник диаметром 2 мм. К цилиндрическому корпусу были подведены приборы, измеряющие скорость потока и относительное давление. С помощью датчика давления контролировалось относительное давление внутри сосуда. Для обеих конфигураций образцов проводились три повторных испытания на прокол в рабочей воздушной среде при комнатных условиях. Сосуд изначально находился под избыточным давлением 30 кПа (давление для воспроизведения условий скафандра) и помещался на опору испытательной машины, над которой закреплялся зонд с пробойником для прокола. Из подводящей линии в систему непрерывно подавался воздух, после чего пробойник приводился в движение, создавая отверстие в исследуемом образце. Во время испытаний регистрировался расход воздуха, выходящего из отверстия. Оценивались максимальная и минимальная скорости потока и объём, потерянный за 180 с после прокола (Pernigoni L., Grande A.M., 2020).

При испытании первой комбинации материалов (рисунок 7а) в большинстве случаев после прокола расход стабилизировался примерно через 400 с до значения около 0,06 л/мин. Самовосстановление образца проходило не полностью и относительно медленно. Вторая конфигурация с арамидной тканью (рисунок 7б) демонстрировала значительные улучшения как в плане снижения пиковой скорости потока, так и общей скорости самовосстановления по сравнению с использованием только полиамидной пленки. По результатам испытаний лучшее время закрытия отверстия составило 52 с. Роль арамидной ткани важна, поскольку она представляет собой дополнительную помощь в закрытии отверстий благодаря своей устойчивости к разрыву (Pernigoni L., Grande A.M., 2020).

Исследуемый материал продемонстрировал надёжное самозалечивание прокола во второй многослойной конфигурации с арамидной тканью. Тем не менее, для разработанного материала необходимо провести ряд усовершенствований, прежде чем

САМОЗАЛЕЧИВАЮЩИЕСЯ МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ЗАДАЧ В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ



рисунк 8. Схематическое изображение архитектуры слоистого композиционного материала с трёхслойной внутренней частью, обеспечивающей самозалечивание дефектов: исходное состояние (а); состояние после залечивания дефекта (б). Вид поперечного среза такого слоистого материала (в) (Ситников Н.Н., Хабибуллина И.А., 2019; Ситников Н.Н., Маценко В.И., 2022)

испытывать его в космических условиях. Например, повысить его эффективную скорость самовосстановления (Pernigoni L., Grande A.M., 2020). Другой важный общий аспект для дальнейшего применения самозалечивающихся материалов связан с совершенствованием испытательного оборудования и методик экспериментов по самозалечиванию. Испытания необходимо проводить в вакуумной камере, а самозалечивающиеся материалы изготавливать в более приближённом к функциональному исполнению виде, в идеале максимально приближенном к макетам изделий.

В АО ГНЦ «Центр Келдыша» (г. Москва, Россия) разрабатываются и продвигаются слоистые самозалечивающиеся композиционные материалы (ССКМ), которые потенциально могут быть применимы в разворачиваемых надувных системах для защиты от разгерметизации при пробое микрометеороидами или мелкими частицами космического мусора. Разрабатываемые ССКМ имеют внутренний вязкотекучий слой на основе соединений боросилоксана (БС), которые позволяют восстанавливать герметичность слоистого материала в случае его прокола или других повреждений за времена около 1 секунды

при и испытаниях в поддавленном состоянии (Ситников Н.Н., Хабибуллина И.А., 2020; Ситников Н.Н., Мостовая К.С., 2019; Ситников Н.Н., Хабибуллина И.А., 2019).

Разработано несколько конфигураций ССКМ с различными композициями вязкотекучей матрицы, наполнителями, внутренними барьерными и ограничительными слоями, выполняющих функцию локализации и консолидации основного вязкотекучего залечивающего компонента в области дефекта (рисунк 8). Внутренние барьерные слои разделяют вязкотекучие наполнители с различными характеристиками, которые выполняют разные функциональные задачи в слоистом материале (Ситников Н.Н., Хабибуллина И.А., 2019). Ограничительные слои изготавливались на основе соединений БС с функционализацией различными наполнителями. В качестве наполнителей могут применяться различные волокна, такие как стекловолокно, углеродное, базальтовое или арамидное волокно, которые способствуют закупориванию отверстий и локализуют массоперенос внутреннего слоя (рисунк 8). Наряду с волокнистыми наполнителями для этой функции могут использоваться различные дисперсные функциональные



прорез скальпелем

извлечение скальпеля,
появляются пузырьки на поверхности воды

залечивание произошло
за время около 1 с,
давление снизилось
на величину менее 0,01 ата

прорез залечился,
пузырьки отсутствуют

рисунок 9. Демонстрация залечивающих свойств макета слоистого композиционного материала при испытаниях на прорез (Залетова И.А., Ситников Н.Н., 2021)

добавки (например, керамические порошки – оксид кальция, оксид алюминия и др.) или сшивающие компоненты (катализаторы на основе соединений платины и олова).

Одним из эффективных вариантов конфигураций ССКМ является многослойная структура с волокнистыми наполнителями: с приповерхностными частями, наполненными волокнами, и более текучей средней частью (рисунок 8в). При проколе или разрыве такой структуры более подвижная средняя часть позволяет быстро осуществить массоперенос и заполнить дефект, в то время как волокнистая структура, пропитанная соединениями БС, уменьшает деформационное воздействие и оказывает сдерживающее влияние на просачивание залечивающего вещества через дефекты отверстия во внешних слоях (Ситников Н.Н., Мостовая К.С., 2019; Ситников Н.Н., Хабибуллина И.А., 2019; Ситников Н.Н., Мащенко В.И., 2022).

Внешние слои ССКМ, окружающие самозалечивающуюся боросилоксановую композицию, подбирались из силиконовых материалов (из-за схожих по природе связей). Внешний слой со стороны избыточного давления изготовлен из растяжимого материала – монолитной силиконовой резины, а для внешнего опорного слоя была использована армированная ткань с силиконовым покрытием.

При подаче газа в объём герметичной конструкции, изготовленной с использованием такого слоистого материала, за счёт разницы внутреннего и внешнего давления в надувной системе обеспечивается напряжённое сжатое состояние вязкотекучего слоя, благодаря чему реализуется направленный ускоренный массоперенос боросилоксана в область дефекта с последующей консолидацией связей.

Проверка работоспособности макетов ССКМ на эффективность самозалечивания и экспериментальное определение характеристик при пробое и порезе проводились на специально разработанной лабораторной установке (рисунок 9). Установка представляет собой камеру с фланцевым окошком, клапанами для напуска и выпуска газа и подсоединённым манометром для контроля давления. Испытываемый образец ССКМ помещается во фланцевое окошко и газоплотно фиксируется в нём. В камеру напускается газ, создаётся избыточное давление от 10 до 50 кПа, затем клапан подачи газа перекрывается. Оценка реализации и исследование динамики эффекта самозалечивания испытываемого образца проводились по перепаду давления в камере, после образования в ССКМ какого-либо дефекта с нарушением его сплошности. Интервал времени от начала снижения давления в камере, вследствие утечки газа

из отверстия, до стабилизации значения давления считается временем самозалечивания.

Испытания самозалечивающихся свойств композиций осуществлялись посредством сквозного пробоя различными пробойниками с характерными диаметрами от 1 до 5 мм и сквозного пореза скальпелем. Повреждения диаметром около 1 мм залечиваются за время менее 1 секунды, при этом величина снижения давления в испытательной камере была незначительной. Более крупные повреждения диаметром 2–2,5 мм залечивались за времена от 1 до 3 секунд со снижением давления 1–5 кПа при исходном давлении в камере 25 кПа. Залеченные дефекты на поверхности ССКМ и испытание при прорезе скальпелем продемонстрированы на рисунке 9. Для наглядности реализации эффекта самозалечивания на внешнюю поверхность макета наливался слой воды. При извлечении скальпеля вырывалась струя газа, что сопровождалось перепадом давления в камере на величину около 2,5 кПа. Давление стабилизировалось за 1–2 секунды, после этого на поверхности воды газовых пузырей не наблюдалось.

Разработанный ССКМ успешно прошёл испытания, показав эффективное восстановление герметичности объёма камеры после проколов и прореза. Отмечено, что на скорость залечивания заметное влияние оказывает характер повреждения: прокол острым или тупым пробойником, формирование после пореза лезвием ровной или рваной кромки.

Из листов разработанного ССКМ были изготовлены макеты надувных камер, которые подвергались испытаниям при пробое высокоскоростным объектом, имитирующим воздействие микрометеороида, в нормальных условиях и в вакууме. При испытаниях в вакууме надувные макеты располагались внутри специально подготовленной вакуумной камеры напротив направления вылета металлического шарика диаметром 1 мм, двигающегося со скоростью около 0,5 км/с. Повреждения, полученные от сквозного пролёта металлического шарика, залечивались за время менее 1 секунды. В результате вакуумных испытаний надувные макеты, изготовленные из самозалечивающихся слоистых композиционных материалов, продемонстрировали эффективное восстановление герметичности.

1.3. Организация экспериментальных исследований самовосстанавливающихся систем в условиях космического полёта

Планирование и проведение экспериментальных исследований в условиях космического полёта требует учёта ряда существенных ограничений, в первую

очередь: высокой стоимости как организации, проведения сеансов эксперимента в космическом пространстве, так и возврата результатов на Землю, ресурсных, включая расходные материалы; ограничений по формированию среды обеспечения эксперимента; высокую детерминированность программы исследований и ряд других.

Планирование космического эксперимента (КЭ) должно учитывать сопутствующие комплексные факторы космического полёта – условия микрогравитации, вакуум, термоциклирование (для орбитального полёта), воздействие широкого спектра электромагнитного излучения, параметры среды герметичного отсека. Проведение КЭ осуществляется на автоматических или пилотируемых КА. Пилотируемый сегмент в отличие от автоматических КА позволяет действовать в проведении КЭ возможности экипажа, инфраструктуру пилотируемого КА и функционал возврата результата. В настоящее время реализация программы пилотируемых полётов России обеспечивается пилотируемыми транспортными и беспилотными транспортными грузовыми кораблями (соответственно ТПК «Союз МС» и ТГК «Прогресс МС») и использованием Российского сегмента Международной Космической Станции (РС МКС) для выполнения программ исследований.

Порядок подготовки и реализации КЭ, включения КЭ как целевых работ (ЦР) в Долгосрочную программу целевых работ на МКС (ДПЦР) определён Положением ЦР-МКС (*Положение о порядке планирования и проведения целевых работ на Международной космической станции*). В ЦР по самовосстанавливающимся материалам для задач в космической технике наиболее перспективным и актуальным направлением является отработка технологии самовосстановления герметичности корпусов КА, как составной части направления технологий в обеспечение функционирования ключевых объектов перспективной космической инфраструктуры раздела ТОКП ДПЦР.

Дополнительно следует отметить, что целесообразно испытание характеристик слоистых самозалечивающихся композиционных материалов, как впервые доставляемого на орбиту, не только проведённых на границе «СМ-вакуум», но и для условий герметичности на границе «СМ-атмосфера КА», моделирования перегрузки выведения на и спуска с орбиты и моделирования невесомости при параболическом атмосферном полёте.

Моделирование графиков перегрузки и невесомости возможно на технических средствах подготовки космонавтов Центрифуге «ЦФ-18» и самолёте-лаборатории «Ил-76МДК» ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина».

закключение

Из рассмотренных разработок самозалечивающихся материалов можно сделать заключение, что для самовосстановления в условиях факторов космического пространства наиболее эффективным подходом является применение композиционных систем, в которых могут сочетаться преимущества внешних и внутренних механизмов самовосстановления.

Слоистая архитектура композиционных материалов обладает рядом преимуществ, позволяющих включать различные механизмы самовосстановления в одну систему. При этом каждый слой должен подбираться так, чтобы его свойства в сочетании со свойствами материалов других слоёв способствовали эффективной реализации процесса самовосстановления во всей структуре слоистого композита.

В ходе рассмотрения механизмов самовосстановления в различных материалах можно выделить общие принципы их реализации, которые заключаются в наличии, по крайней мере, двух факторов: направленного массопереноса в область дефекта и восстановления или образования устойчивых связей в данной области. Такие свойства эффективно проявляются в полимерных материалах, обладающих вязкотекучими, пластичными и эластичными свойствами, в которых подвижность молекулярных цепей позволяет провести структурную перестройку для восстановления связей. Для эффективного самозалечивания СКМ должен содержать один или несколько слоёв, реализующих направленный массоперенос в область дефекта.

Состояние разработок материалов для космического применения, реализующих эффекты самозалечивания, представлено ограниченным числом лабораторных прототипов. В основном, эти материалы реализованы в виде композиционных систем, в которых эффект самозалечивания проявляется вследствие взаимодействия компонентов материалов при образовании дефектов. Одной из причин такого пробела является сложность разработки искусственного материала с многократной реализацией самозалечивающего эффекта и отсутствие надёжных методов, способных охарактеризовать истинный потенциал самовосстанавливающихся материалов в космической среде. Применение в изделиях ракетно-космической техники таких материалов также сдерживается высокими требованиями к функциональным характеристикам и эффективности самозалечивания без ухудшения исходных механических свойств. Для использования таких новых материалов при проектировании нетрадиционных космических конструкций, например надувных, требуются новые подходы к определению характеристик, дающие более реле-

вантную информацию о механизмах самовосстановления. Таким образом, становится ясно, что выбор подходящих испытаний и тестов, учитывающих разностороннее воздействие факторов космического пространства, является необходимым шагом для внедрения самовосстанавливающихся материалов в космическую технику. Для учёта совокупности влияния факторов космического пространства необходимо проведение экспериментов в условиях орбитального полёта.

Экспериментальные исследования свойств новых отечественных самовосстанавливающихся материалов в условиях космического полёта целесообразно планировать и провести в рамках раздела ТОКП ДПЦР, в два этапа – внутри модулей РС МКС и на внешней поверхности, предусмотреть возврат результатов и наземные испытания лабораторных образцов. При подготовке и создании научной аппаратуры необходимо предусматривать и моделировать условия перегрузки этапов выведения и посадки КА на центрифуге «ЦФ–18» и моделирование кратковременной невесомости на самолёте – лаборатории «Ил-76МДК».

Разработка самозалечивающихся материалов открывает новые функциональные возможности изделий космической техники. Применение таких материалов должно способствовать созданию более безопасных, лёгких и надёжных космических конструкций. Наиболее востребованными направлениями применения самозалечивающихся материалов является создание обшивок самогерметизирующихся ёмкостей и трубопроводов, корпусов КА, скафандров, систем отвода тепла, обеспечивающих защиту от пробоя микрометеороидами, а также перспективных разворачиваемых модулей КА и лунных станций.

список литературы

Залетова И.А., Ситников Н.Н., Высотина Е.А., Мащенко В.И. Композиционный слоистый самозалечивающийся материал для надувных разворачиваемых элементов конструкций космических аппаратов // XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и др.: сб. тезисов. В 4 т. М., 2021. С. 391-393.

Колобков А.С., Малаховский С.С. Самозалечивающиеся композиционные материалы (обзор) // Труды ВИАМ. 2019. № 1. С. 47-54.

Положение о порядке планирования и проведения целевых работ на Международной космической станции // Электронный ресурс [https://tsniimash.ru/upload/030/Положение о%20 ЦР-МКС.pdf](https://tsniimash.ru/upload/030/Положение%20ЦР-МКС.pdf). 28 с. (дата обращения: 27.01.2023).

Ситников Н.Н., Хабибуллина И.А., Ризаханов Р.Н. Композиционный слоистый самозалечивающийся материал (варианты) // Патент 2710623 С1 (RU). Заявитель и патентообладатель АО ГНЦ «Центр Келдыша»; опубл. 30.12.2019. Бюл. № 1.11 с.

Ситников Н.Н., Мащенко В.И., Залетова И.А. Самозалечивающийся боросилоксановый материал с эффектом сохранения формы // Каучук и резина. 2022. Т. 81, № 1. С. 26-29.

Ситников Н.Н., Мостовая К.С., Хабибуллина И.А., Мащенко В.И. Многослойные композиты с эффектом самовосстановления на основе соединений боросилоксана // Videонаука: сетевой журн. 2019. № 2. URL: <https://videonauka.ru/stati/19-materialovedenie/232-mnogoslojnye-kompozity-s-effektom-samovosstanovleniya-na-osnove-soedinenij-borosiloksana> (дата обращения: 27.01.2023).

Ситников Н.Н., Хабибуллина И.А., Мащенко В.И. и др. Слоистые самозалечивающиеся композиты с внутренним функциональным слоем на основе боросилоксана // Перспективные материалы. 2020. № 4. С. 11-23.

Aïssa B., Tagziria K., Haddad E. et al. The Self-healing capability of carbon fibre composite structures subjected to hypervelocity impacts simulating orbital space debris // ISRN Nanomater. 2012. P. 1-16.

Chen J., Ding N., Li Z. et al. Organic Polymer Materials in the Space Environment // Prog. Aeronaut. Sci. 2016. Vol. 83. P. 37-56.

Ekeocha J., Ellingford C., Pan M. et al. Challenges and Opportunities of Self-Healing Polymers and Devices for Extreme and Hostile Environments // Advanced Materials. 2021. Vol. 33, № 33. P. 2008052.

Fischer H.R., Semprimoschnig C., Mooney C. et al. Degradation Mechanism of Silicone Glues under UV Irradiation and Options for Designing Materials with Increased Stability // Polym. Degrad. Stab. 2013. Vol. 98. P. 720-726.

Gergely R.C.R., Santa Cruz W.A., Krull B.P. et al. Restoration of impact damage in polymers via a hybrid microcapsule–microvascular self-healing system // Advanced Functional Materials. 2018. Vol. 28. № 2. P. 1704197.

Gotlib-Vainstein K., Gouzman I., Girshevitz O. et al. Liquid Phase Deposition of a Space-Durable, Antistatic SnO₂ Coating on Kapton // ACS Appl. Mater. Interfaces. 2015. Vol. 7. P. 3539-3546.

Haddad E., Zhao Y., Celikin M. Mitigating the effect of space small debris on COPV in space with fiber sensors monitoring and self-repairing materials // ICSO proceedings. ESA and CNES. Chania, 2018. P. 2054-2064

Islam S., Bhat G. Progress and challenges in self-healing composite materials // Mater. Adv. 2021. Vol. 2, № 6. P. 1896-1926.

Kotoji A., Min-Cheol C., Kiichi T. et al. Crack healing behaviour and high-temperature strength of mullite/SiC composite ceramics // Journal of the European Ceramic Society. 2002. Vol. 22. P. 1313-1319.

Osada T., Kamoda K., Mitome M. et al. A novel design approach for selfcrack-healing structural ceramics with 3D networks of healing activator // Sci. Rep. 2017. Vol. 7. № 1. P. 1-2.

Pernigoni L., Grande A.M. Development of a supramolecular polymer based self-healing multilayer system for inflatable structures // Acta Astronautica, 2020. Vol. 177. P. 697-706.

Pernigoni L., Lafont U., Grande A.M. Self-healing materials for space applications: overview of present development and major limitations // CEAS Space Journal. 2021. Vol. 13. P. 341-352.

Pochiraju K.V., Tandon G.P., Schoeppner G.A. et al. Evolution of Stress and Deformations in High-Temperature Polymer Matrix Composites during Thermo-Oxidative Aging // Mech. Time-Depend. Mater. 2008. Vol. 12. P. 45-68.

Rahmani F., Nouranian S., Li X. et al. Reactive Molecular Simulation of the Damage Mitigation Efficacy of POSS-, Graphene-, and Carbon Nanotube-Loaded Polyimide Coatings Exposed to Atomic Oxygen Bombardment // ACS Appl. Mater. Interfaces. 2017. Vol. 9. P. 12802-12811.

Reddy M.R. Effect of Low Earth Orbit Atomic Oxygen on Spacecraft Materials // J. Mater. Sci. 1995. Vol. 30. P. 281-307.

Salehuddina S.M.F., Hawajia M.H., Shafinaz A. et al. A Review of Recent Developments: Self-Healing Approaches for Polymeric Materials // Chemical Engineering Transactions. 2019. Vol. 72. P. 433-438.

Skolnik N.L., Putnam Z.R. Evaluation of Dual Purpose Goop as a Candidate for Self-Healing Thermal Protection System Applications // AIAA SciTech Forum. 2020. Vol. 1. P. 1-11.

Walker R., Martin C.E. Cost-effective and Robust Mitigation of Space Debris in Low Earth Orbit // Adv. Space Res. 2004. Vol. 34. P. 1233-1240.

Wang S., Urban M.W. Self-healing polymers // Nature Reviews Materials, 2020. Vol. 5. P. 562-583.

Zavada S.R., McHardy N.R., Gordon K.L. Puncture-Initiated Healing via Oxygen-Mediated Polymerization // ACS Macro Letters. 2021. Vol. 4. P. 819-824.

Zhu Y., Cao K., Chen M., Wu L. Synthesis of UV-responsive self-healing microcapsules and their potential application in aerospace coatings // ACS Appl. Mater. Interfaces. 2019. Vol. 11. P. 33314-33322.

Статья поступила в редакцию 06.02.2023

Статья после доработки 07.02.2023

Статья принята к публикации 08.02.2023

МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ПИРОМЕХАНИЧЕСКИЕ УСТРОЙСТВА – НОВЫЙ ТИП СРЕДСТВ РАЗДЕЛЕНИЯ БОРТОВОЙ АВТОМАТИКИ

MULTIFUNCTIONAL PYROMECHANICAL DEVICES AS A NEW TYPE OF ONBOARD SERVO SYSTEM SEPARATION



Е.Н. Кузин¹,
старший научный
сотрудник, кандидат
технических наук,
arvsn@mil.ru;
E.N. Kuzin



В.И. Загарских¹,
доцент, кандидат
технических наук,
zagarskih@rambler.ru;
V.I. Zagarskih



В.В. Ефанов²,
профессор, доктор
технических наук,
vladimir_efanov@
laspace.ru;
V.V. Efanov



Л.В. Кондакова¹,
младший научный
сотрудник,
arvsn@mil.ru;
L.V. Kondakova

В статье приведён ретроспективный обзор и анализ развития пиромеханических устройств (ПМУ) и систем – ПМС (главным образом систем разделения и отделения) на их основе за последние 55 лет на примере разработок акционерного общества «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина» в плане проектирования и изготовления космических аппаратов (КА) различного назначения в кооперации с другими организациями-смежниками. Показано, что одним из перспективных путей дальнейшего повышения эффективности ПМУ и ПМС, а в конечном счёте – повышения целевой эффективности КА является совмещение в одном устройстве нескольких функций.

Ключевые слова:
пиромеханические устройства;
системы разделения;
высокоэнергетические материалы;
детонация и горение;
детонационный нож;
инициатор детонации;
ударные нагрузки;
транслятор детонационных команд.

DOI: 10.26162/LS.2023.59.1.005

The article covers a retrospective review and analysis of the pyromechanical devices (PMU) and related systems – PMS (mainly separation and separation systems) development over the past 55 years through the developments of the Joint Stock Company «Scientific and Production Association named after S.A. Lavochkin» in terms of the design and manufacture of spacecraft for various purposes in cooperation with other related organizations. It is shown that one of the promising ways to further improve the efficiency of PMU and PMS, and, ultimately, to increase the target efficiency of the spacecraft is the combination of several functions in one device.

Keywords:
pyromechanical devices;
separation systems;
high-energy materials;
detonation and burning;
detonation cutter;
initiator of detonation;
shock loads;
translator of detonation commands.

¹ ФГКВООУ ВО «Военная академия РВСН имени Петра Великого», Россия, Московская область, г. Балашиха.
The Military Academy of Strategic Rocket Troops after Peter the Great, Russia, Moscow region, Balashikha.

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

В современной ракетно-космической технике (РКТ) научного, прикладного и социально-экономического назначения всё более широко применяются устройства пироавтоматики (или пиросредства, пиромеханические устройства – ПМУ) и системы на их основе – системы пироавтоматики или пиромеханические системы (СПА или ПМС соответственно). Под ПМС принято понимать комплекс электрических и пиромеханических устройств, иногда выступающих в сочетании с чисто механическими устройствами, предназначенных для обеспечения старта (пуска) ракеты, отделения отработавших ступеней ракетных и разгонного блоков, космического аппарата (КА) и последующего управления его полётом на траектории и при посадке. Количество различного рода ПМУ на борту современных ракет и особенно КА может достигать нескольких сотен. От их надёжной работы во многом зависят полнота и качество выполнения программ полётов в целом. В этом плане не совсем корректным, на наш взгляд, является отнесение ПМУ и ПМС к вспомогательным (*Вспомогательные системы...*, 1970) или сопутствующим (*Расчет и проектирование...*, 2006) устройствам.

Развитие РКТ, как у нас в стране, так и за рубежом требует и дальнейшего совершенствования ПМУ и ПМС. При сохранении и даже ужесточении требований по надёжности, безотказности действия, стабильности и синхронности работы (снижение разбросов выходных параметров) к современным устройствам предъявляются повышенные требования по снижению при их срабатывании вредного ударного воздействия на чувствительную служебную и научную аппаратуру, прецизионные приборы, узлы и элементы конструкции, отсутствию разлетающихся осколков (фрагментов корпусов ПМУ) и сильно разогретых газообразных продуктов взрывчатого превращения (горения или детонации) снаряжения устройств, содержащих к тому же значительное количество конденсированной фазы (сажи, копоти), отрицательно влияющей в первую очередь на оптическую аппаратуру. Кроме того, постоянно повышаются требования к ПМУ по снижению их масс и габаритов, снижению энергопотребления, упрощению и облегчению кабельной линии, обеспечивающей работу системы в целом, а также уменьшению нагрузки на систему управления КА в плане сокращения количества команд, выдаваемых по циклограмме на ПМУ для срабатывания их в строго заданной последовательности. Особо актуальна последняя группа требований для активно развивающихся малоразмерных космических аппаратов (МКА), мини- и микроспутников (*Потюпкин А.Ю., Данилин Н.С., Селиванов А.С.*, 2017; *Деменко О.Г., Бирюков А.С.*, 2017; *Деменко О.Г.*, 2022).

Считаем полезным перечислить основные этапы эволюции ПМС и ПМУ за последние 55 лет на примере разработок ОКБ Научно-производственного объединения им. С.А. Лавочкина, ни в коем случае не претендуя на полноту материала и не умаляя заслуг других предприятий-разработчиков РКТ (*Ефанов В.В., Кузин Е.Н., Чельшев В.П.*, 2003; *Ефанов В.В., Кузин Е.Н., Пичхадзе К.М., Чельшев В.П. Основы расчета...*, 2004; *Ефанов В.В., Кузин Е.Н., Пичхадзе К.М., Чельшев В.П. Энергобаллистические характеристики...*, 2004; *Ефанов В.В., Горовцов В.В.*, 2015; *Многофункциональная космическая платформа...*, 2017; *Патент РФ № 2633848*, 2017; *Патент РФ № 2636069*, 2017; *Патент РФ № 2693065*, 2018; *Смуrow С.В., Салько А.Е., Загарских В.И., Кузин Е.Н.*, 2019; 2020; 2021).

Итак:

1. Проектирование, опытная отработка и практическое применение узлов и систем разделения так называемого линейного рассредоточенного типа на основе удлинённых зарядов кристаллических высокоэнергетических материалов (ВЭМ) кумулятивного и некумулятивного типов (УКЗ и УЗ соответственно) разработки Военной академии им. Ф.Э. Дзержинского (ныне – Военная академия РВСН им. Петра Великого). Удлинённые заряды принципиально аналогичной конструкции и практически в то же самое время (начало – середина 60-х годов) были разработаны и в НПП «Краснознаменец»; они получили название детонирующих удлинённых зарядов (ДУЗ) кумулятивного типа и круглого сечения (без кумулятивной выемки). Исторически сложилось так, что проектирование и отработка всех систем и узлов разделения на основе линейных зарядов ВЭМ в НПО им. С.А. Лавочкина проводились с 1965 по 2000 год при тесном сотрудничестве с учёными и инженерно-техническим составом академии Дзержинского. В академии осуществлялись изготовление и испытания УКЗ и УЗ, которые в дальнейшем поступали на комплектование систем и узлов разделения КА научного, прикладного и социально-экономического назначения. Обладая рядом очевидных преимуществ перед другими ПМУ, такими как высокая ($0,9^4$ и более) надёжность работы, малые времена срабатывания (скорость разделения равна практически скорости детонации ВЭМ), высокое единообразие действия, малое энергопотребление, простота конструкции, отличные массогабаритные характеристики, простота монтажа на корпусе изделия, отсутствие фланцевых соединений на разделяемых элементах конструкции, высокая термическая, радиационная и вакуумная стойкость, независимость рабочих характеристик от параметров окружающей среды и др., всем УКЗ, УЗ и ДУЗ присущи, по крайней мере, два существенных недостатка.

Это – достаточно высокий уровень ударных нагрузок при срабатывании и образование высокоскоростных металлических осколков и сильно разогретых продуктов детонации ВЭМ вблизи пояса разделения. Наиболее сложно было не то, чтобы устранить, а хотя бы существенно снизить уровень ударных нагрузок. В основном по этой причине на современных КА практически не применяются системы и узлы разделения на УКЗ, УЗ и ДУЗ. Сегодня они применяются главным образом на боевых ракетах дальнего действия (БРДД) и конверсионных ракетах, особенно на морских многоступенчатых ракетах для разделения ступеней ракет по сплошному шпангоуту. Справедливости ради следует заметить, что не прекращаются исследовательские работы по проектированию УКЗ и ДУЗ с минимальным ударным воздействием за счёт снижения массы ВЭМ при сохранении или даже повышении пробивного действия зарядов. Это достигается либо за счёт продольных каналов в снаряжении (реализации пересжатой детонации), либо за счёт размещения вдоль тыльной поверхности зарядов со стороны ВЭМ инертных линз, либо за счёт изменения (увеличения) диаметра кумулятивной выемки и придания ей серповидной формы. Такие исследования проводятся, главным образом, в инициативном порядке в Военной академии РВСН имени Петра Великого, МГТУ им. Н.Э. Баумана, в Самарском государственном техническом университете, НПП «Краснознаменец» и в некоторых других организациях.

2. Создание ряда принципиально новых малоимпульсных безосколочных и герметичных ПМУ точечного типа – разрывных или детонационных болтов так называемого «поршневого» типа на основе весьма перспективного класса высокоэнергетических материалов – эластичных ВЭМ разработки СКТБ «Технолог» Санкт-Петербургского технологического университета, обладающих высокими энергетическими (взрывчато-техническими) и эксплуатационными характеристиками. За счёт таких параметров ВЭМ удалось минимизировать массу заряда, приводящего при его детонации в движение размещённый внутри корпуса поршень со штоком. При ударе штока в торцевую стенку глухого канала в корпусе болта происходит разрушение последнего (без образования осколков) в месте калиброванной кольцевой проточки. Таким образом, продукты детонации заряда (снаряжения) болта остаются закапсулированными в запоршневом пространстве, высокоскоростные осколки отсутствуют, а за счёт малой массы снаряжения (суммарно вместе с инициатором детонации – электродетонатором порядка $0,5 \div 0,7$ г) существенно снижаются величины ударных импульсов практически до значений, близких к определяемым нормативными документами в качестве допустимых

при транспортировке бортовой аппаратуры РКТ наземным, морским и воздушным транспортом.

3. Дальнейшее развитие конструкций детонационных болтов на ЭВВ и создание серии детонационных замков «толкающего» и «тянущего» типов (последние с целью снижения ударного воздействия снабжаются сминаемыми демпферами, размещаемыми в запоршневом пространстве). Создаются малоимпульсные детонационные чеки и ножи (резак) для резки как транзитных кабелей, жгутов электрических проводов, так и тонкостенных трубопроводов пневмо- и гидросистем, волноводов.

4. Разработка ПМС отделения коллекторного типа, в которых рабочее тело – газообразные продукты сгорания пиротехнического состава, либо пороха, либо в которых заряд твёрдого топлива поступает к исполнительным ПМУ (например, пирозамкам-толкателям) по общему коллектору и трубопроводам от одного газогенератора, задействование которого осуществляется всего двумя инициаторами – пиропатронами. Такая система может быть эффективной при дефиците электрической энергии на борту космического объекта. Кроме того, она позволяет существенно упростить кабельную сеть на борту КА, а за счёт отказа от установки на замках-толкателях собственных пиропатронов, которым, к сожалению, присущи большие времена срабатывания (до нескольких десятков миллисекунд) и того же порядка их разбросы, а также значительные разбросы по давлениям, развиваемым пиропатронами в замкнутом объёме, от ± 20 до $\pm 35\%$ в пределах одной партии, повышается синхронность действия всех замков-толкателей, задействованных в системе отделения. Этим значительно снижаются боковые возмущения на отделяемые элементы конструкции. Системы отделения коллекторного типа успешно были применены на КА серий «ВЕНЕРА», начиная с «ВЕНЕРЫ-9», «МАРС», «ВЕГА», «КУПОН», «JRS1B», на разгонном блоке «ФРЕГАТ» и др.

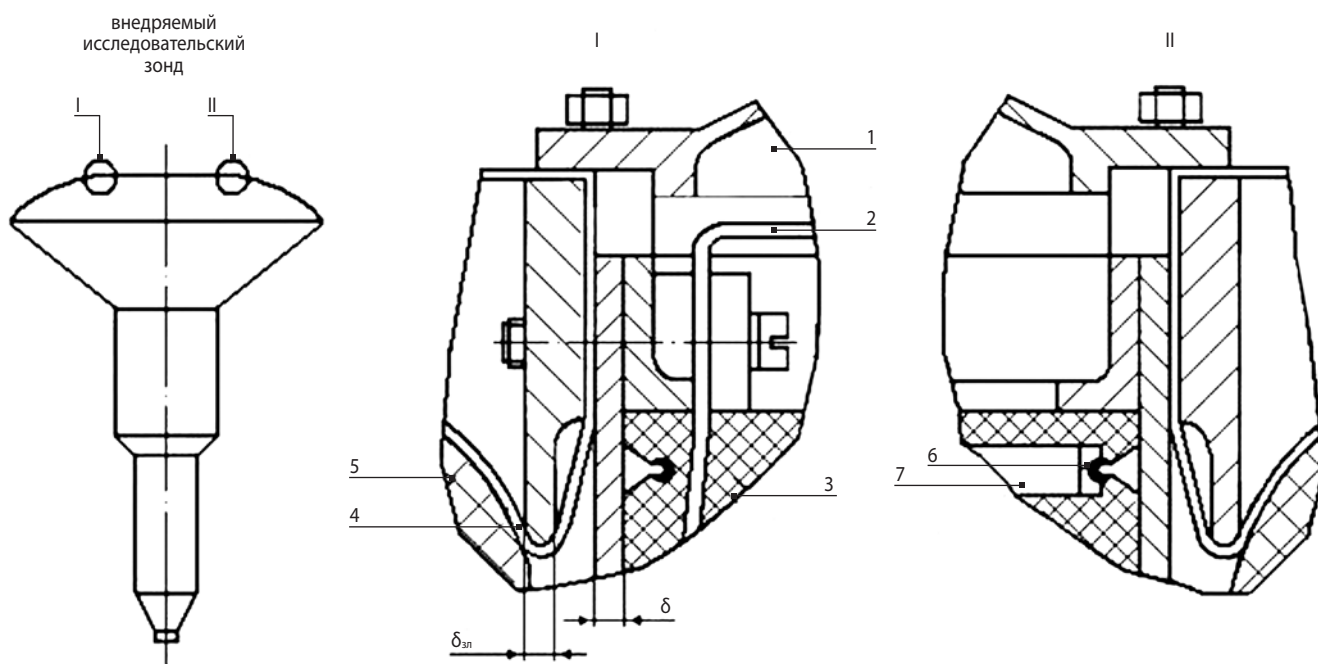
5. Разработка неразрушаемых герметичных трансляторов детонации (транеров), полностью исключаящих при функционировании истечение газообразных продуктов взрыва в окружающую среду, для передачи детонационного импульса от инициатора (предохранительного и пускового устройства) к исполнительным ПМУ в системе разделения КА. Первыми транерами были неразрушаемые жёсткие трубчатые трансляторы детонации. Конструктивно они представляли собой корпус из титановой трубки, внутри которой в центрирующих втулках из капролона размещался удлинённый заряд эластичного ВЭМ в медной оболочке. С целью исключения возможности прожигания корпуса направленной струёй высокотемпературных газообразных продуктов взрыва от исполнительных ПМУ транслятор снабжался

дресселями. Полностью выполняя свою основную задачу, трансляторы детонации трубчатого типа имели и существенные недостатки, главными из которых были жёсткость корпуса, сравнительно большие массогабаритные характеристики и значительные ударные нагрузки при срабатывании из-за избыточной массы ВЭМ (диаметр шнура 1,2 мм). Следующим этапом развития трансляторов детонации стало создание неразрушаемых гибких многослойных трансляторов с наружным диаметром 3,6–4,8 мм и небольшой удельной массой 20–60 г/м, содержащих нить эластичного ВЭМ диаметром порядка 0,5–0,6 мм. Масса ВЭМ на единицу длины транера составила всего 0,3–0,5 г/м. Основной силовой оболочкой транслятора является трубка из нержавеющей стали (4,5×1,0 мм). Внутри трубки расположен удлиненный заряд эластичного ВЭМ в медной оболочке с обмоткой из сверхвысокомодульного волокна. Для усиления восприимчивости транера к детонации от инициатора и одновременно усиления иницирующего импульса, передаваемого ПМУ, на концах транера установлены наконечники с зарядами-усилителями внутри.

Одним из перспективных направлений дальнейшего совершенствования ПМУ и систем разделения на их основе можно считать разработку многофункциональных (комбинированных) устройств, способных решать одновременно несколько задач. Особенно полезными и незаменимыми многофункциональные ПМУ могут оказаться при остром

дефиците электроэнергии на борту аппаратов, не оснащённых панелями солнечных батарей (посадочные и спускаемые аппараты, исследовательские зонды, возвратные ракеты и др.). Кроме того, они будут пригодными при ограничениях по массе и свободным объёмам конструкции, при большой нагрузке на бортовую систему управления (СУ), которая вызвана необходимостью задействования дополнительных телеметрических ячеек контроля состояния пироузлов ПМУ, дополнительных блоков преобразования слаботочных командных импульсов СУ в «силовые» команды с величиной тока не менее 2А на каждый мостик накаливания пироузла. В конечном счёте, это приводит к усложнению и удорожанию СУ. Применение многофункциональных ПМУ способствуют некоторому упрощению циклограммы полёта, так как отпадает необходимость выдачи командных импульсов на срабатывание пироузлов тех или иных ПМУ в чёткой их последовательности и со строго заданными временными задержками (уставками).

В качестве такого многофункционального ПМУ можно рассматривать удлиненный кумулятивный заряд в медной оболочке системы разделения задней крышки исследователяемого зонда (пенетратора) КА «МАРС-96». Фрагмент этой системы показан на рисунке 1 (Патент РФ № 2463544,2012; Ефанов В.В., Горовцов В.В., 2015; Ногин Р.О., Кузин Е.Н., Загарских В.И., Ефанов В.В., Мошнеев А.А., 2022).



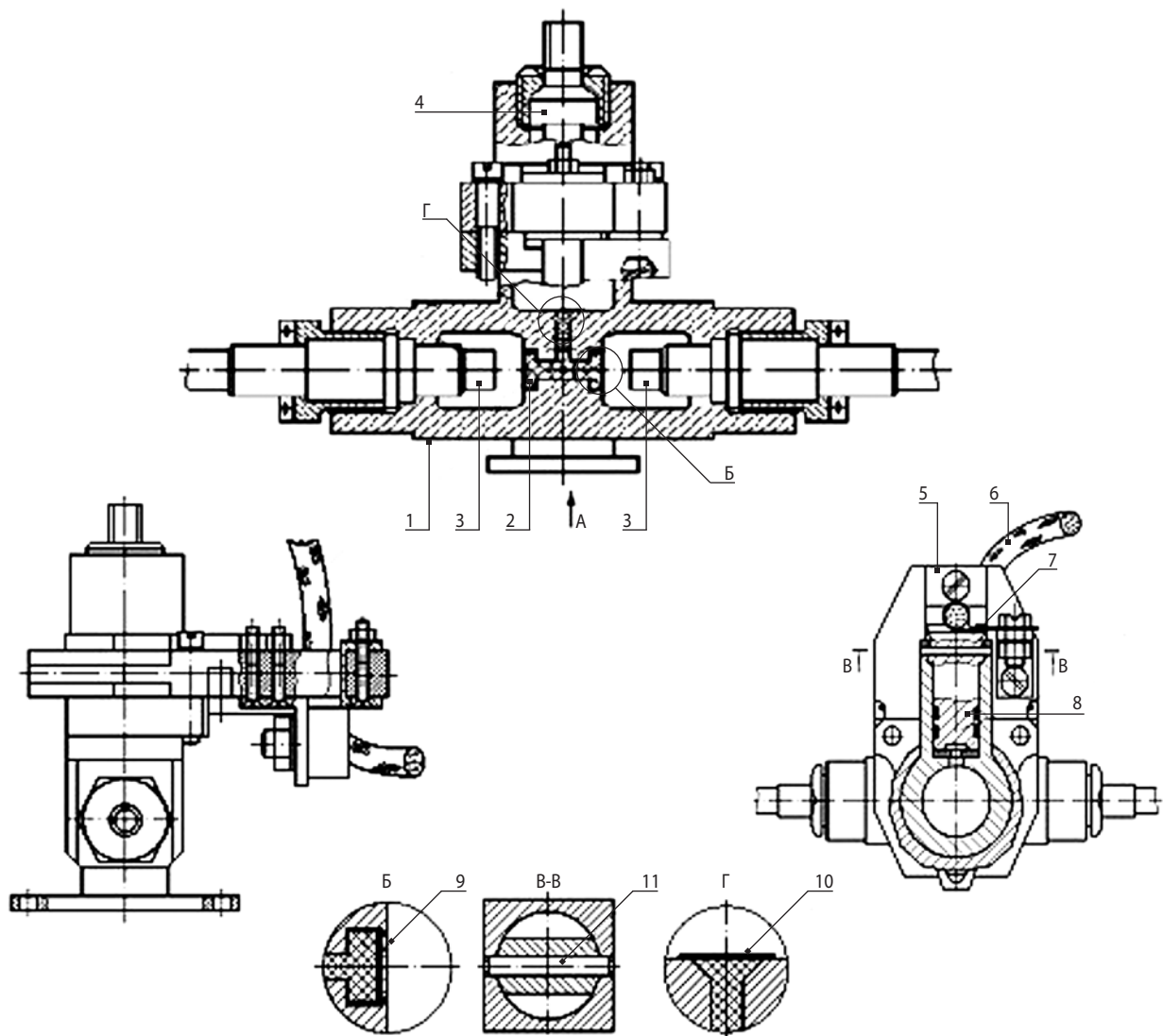
1 – крышка; 2 – электрический кабель; 3 – защитный кожух; 4 – лента;
5 – надувная конструкция; 6 – УКЗ; 7 – электродетонирующее устройство.

рисунок 1. Фрагмент системы разделения задней крышки внедряемого исследовательского зонда (пенетратора) КА «МАРС-96»

В данной системе разделения одно исполнительное устройство – УКЗ решает три задачи:

- разрезание корпуса контейнера с надувным тормозным устройством (НТУ) кумулятивным ножом, формируемым из металла облицовки кумулятивной выемки;
- перебитие осколками тыльной стороны корпуса (оболочки) УКЗ электрического кабеля, запитывающего электродетонирующее устройство;
- перебитие остатками кумулятивного ножа капроновых лент, стягивающих в транспортном положении НТУ. Принцип работы системы понятен из рисунка 1.

При подаче командного импульса от программно-временного устройства на электродетонирующее устройство последнее срабатывает и инициирует детонацию в снаряжении УКЗ. Сформировавшийся кумулятивный нож с некоторым запасом разрезает стенку контейнера толщиной δ . При разрушении корпуса (оболочки) УКЗ с тыльной его стороны образуется поле быстролетящих осколков, обладающих достаточно большим запасом энергии. Эти осколки надёжно перебивают уложенный в непосредственной близости от УКЗ электрический кабель, запитывающий электродетонирующее устройство. Поскольку кумулятивный нож УКЗ разрезает преграду (стенку контейнера) с некоторым гарантированным



- 1 – корпус устройства; 2 – усиленный заряд;
 3 – концевые элементы транзисторов; 4 – электродетонатор;
 5 – наковальня; 6 – электрический кабель;
 7 – нож; 8 – поршень; 9 – колпачок;
 10 – кружок; 11 – шпилька.

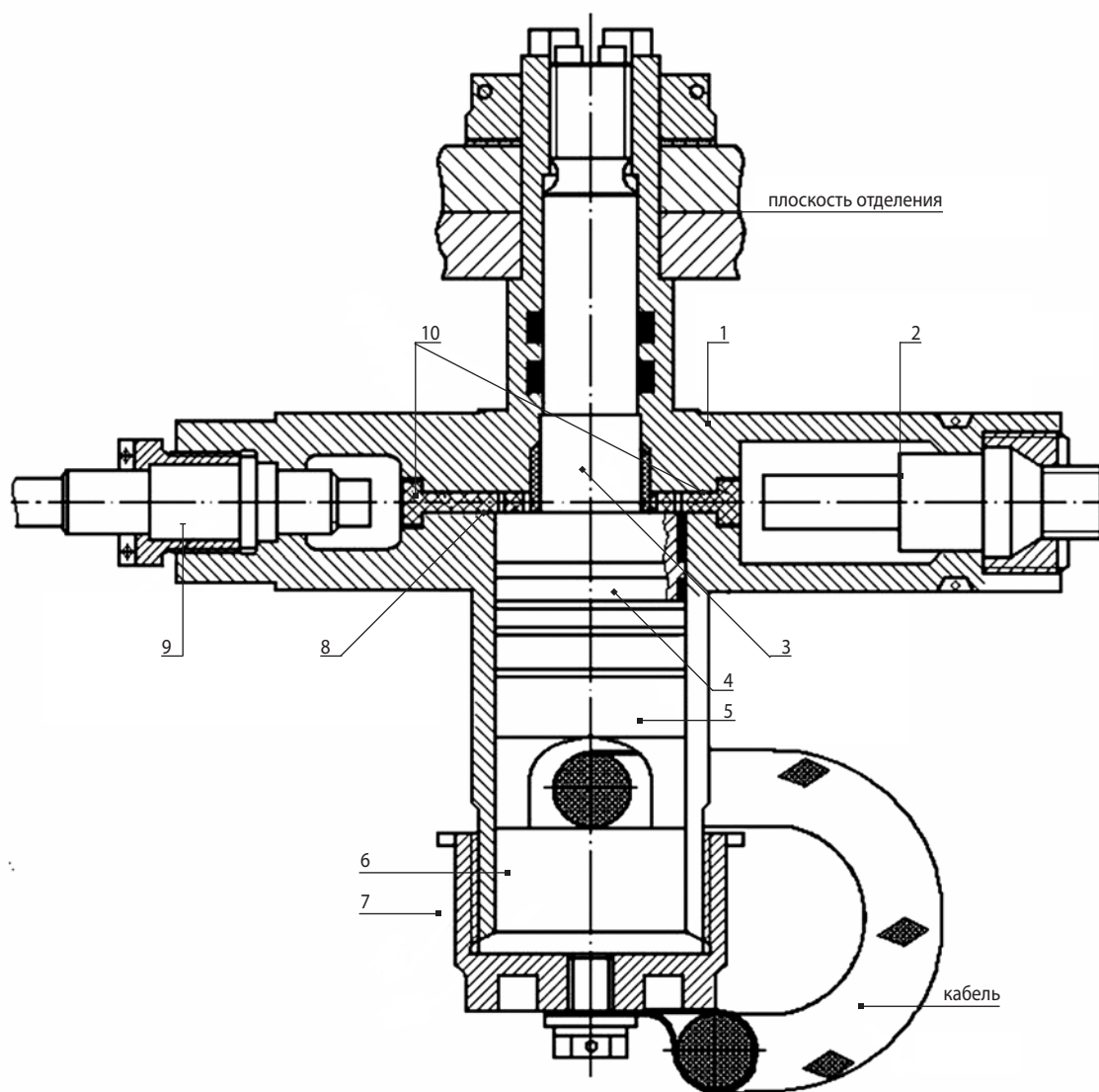
рисунки 2. Универсальный инициатор-резак

МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ПИРОМЕХАНИЧЕСКИЕ УСТРОЙСТВА – НОВЫЙ ТИП СРЕДСТВ РАЗДЕЛЕНИЯ БОРТОВОЙ АВТОМАТИКИ

запасом, остатки ножа за преградой перехватывают всегда ловушкой (на рисунке 1 толщина её обозначена $\delta_{зл}$). Если заблаговременно пропустить через полость ловушки капроновые ленты, стягивающие в транспортном положении размещённое в контейнере НТУ, то остатки кумулятивного ножа надёжно перебьют их. Данная система успешно прошла весь комплекс наземных и лётных испытаний и была поставлена на КА «МАРС-96», запуск которого состоялся 16 ноября 1996 года ракетой-носителем «ПРОТОН-К» с разгонным блоком «ДМ» с космодрома Байконур. К сожалению, программа полёта не была выполнена. Из-за отказа при втором включении двигательной установки разгонного блока

«ДМ» (по невыясненным причинам) КА не вышел на околосолнечную орбиту. Спустя чуть больше двух суток с момента старта фрагменты КА вошли в атмосферу Земли и упали в Тихий океан. Дальнейшего применения рассмотренная система разделения пока не получила. Причина этого кроется, по всей видимости, в главном недостатке всех систем разделения на УКЗ – достаточно больших ударных нагрузках на элементы конструкции, чувствительные узлы, агрегаты, служебные и научные приборы, размещённые вблизи пояса разделения.

Альтернативой системам разделения на УКЗ в плане существенного снижения ударных нагрузок при срабатывании можно рассматривать системы



- 1 – корпус; 2 – электродетонатор;
- 3 – шток; 4 – поршень; 5 – нож;
- 6 – наковальня; 7 – торцевая резьбовая заглушка;
- 8 – рабочий заряд ВЭМ;
- 9 – концевой элемент транера; 10 – передаточный заряд.

рисунок 3. Комбинированный разрывной замок с ножом для бортовых систем разделения

разделения с безмостиковыми исполнительными устройствами «точечного» типа (детонационными болтами или замками), соединёнными в одну цепь неразрушаемыми трансляторами детонации (например, транерами). Для задействования такой детонационной цепи достаточно одного иницирующего устройства (для надёжности – двух) электрического типа (например, электродетонатора). В целях унификации и совмещения в одном корпусе нескольких устройств пировавтоматики разработано комбинированное иницирующее устройство (инициатор), позволяющее одновременно возбуждать детонацию в транерах и разрезать электрический кабель, запитывающий электродетонатор, либо жгут транзитных проводов, мелкие и тонкостенные трубопроводы пневмогидромагистралей (*Многофункциональная космическая платформа...*, 2017; *Патент РФ № 2756898*, 2021). На рисунке 2 представлен один из вариантов такого устройства.

Конструктивно описываемое устройство состоит из прочного не разрушаемого при срабатывании корпуса 1 с внутренней цилиндрической полостью – зарядной камерой в верхней части, в которой установлены электродетонатор 4 и усилительный заряд 2 ВЭМ. С противоположной стороны (в нижней своей части на рисунке 2) корпус имеет диаметрально расположенные в одной горизонтальной плоскости боковые приливы с полостями, в которые заведены концевые элементы транеров 3. В средней части корпус снабжён дополнительным боковым приливом, во внутренней цилиндрической полости которого размещён поршень 8 резака со штоком и жёстко соединённым с ним плоским ножом 7. Полости нижних боковых приливов устройства соединены друг с другом горизонтальным осевым каналом, который соединён с зарядной камерой вертикальным осевым сверлением. Вертикальное сверление и горизонтальный канал плотно заполнены в точности повторяющим их профиль зарядом 2, снабжённым усилительными колпачками 9.

Работает устройство следующим образом. При подаче от бортового программно-временного устройства «силового» сигнала на мостики накаливания электродетонатора 4 происходит задействование последнего. От него инициируется детонация в усилительном заряде 2. Через усилительные колпачки 9 инициирующий импульс передаётся концевым элементам 3 транеров, возбуждая в них детонацию. При срабатывании электродетонатора 4 в зарядной камере создаётся давление. Газообразные продукты

детонации через радиальный канал воздействуют на поршень 8.

В дальнейшем устройство работает как штатный пиротехнический или детонационный нож (*Расчет и проектирование...*, 2006; *Ефанов В.В., Горовцов В.В.*, 2015; *Многофункциональная космическая платформа...*, 2017).

Предложенное техническое решение нашло практическое применение в узле иницирования универсального космического буксира – разгонного блока «ФРЕГАТ-СБ». На рисунке 2 показан инициатор-резак с двумя боковыми приливами в нижней части корпуса для установки транеров. В действительности их может быть три, а при желании – и более.

Другим ярким примером совершенствования ПМУ за счёт объединения в одном узле функций двух устройств является комбинированный разрывной (детонационный) замок с детонационным ножом (*Многофункциональная космическая платформа...*, 2017; *Патент РФ № 2783638*).

Чертёж данного многофункционального устройства приведён на рисунке 3.

Устройство используется и работает следующим образом. При подаче электрического сигнала на мостик накаливания электродетонатора 2 происходит срабатывание последнего. Он вызывает детонацию в рабочем заряде ВЭМ 8 через ближайший к электродетонатору передаточный заряд 10. Часть энергии заряда 8 передаётся через второй передаточный заряд 10 в полость бокового прилива корпуса 1, диаметрально расположенного боковому приливу с электродетонатором, в который заведён концевой элемент 9 транера. Через концевой элемент 9 происходит задействование транера. Другая, большая часть энергии рабочего заряда 8, воздействуя на поршень 4, вызывает штатное срабатывание детонационного замка, в результате чего снимается механическая связь между отделяемыми элементами конструкции. За счёт того, что в нижней части корпуса 1 в запоршневом пространстве смонтирован жёстко соединённый с поршнем 4 детонационный нож, при движении поршня 4 вниз происходит разрезание электрического кабеля или жгута проводов. При такой конструкции устройства последовательность операций «передача детонационных команд по транерам – срабатывание замка – разрезание кабеля» всегда будет строго соблюдена. Устройство проработано и принято к практическому использованию в узле сброса защитной крышки сопла камеры сгорания двигательной установки на КА «ЛУНА-ГЛОБ» и «ЛУНА-РЕСУРС».

список литературы

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

Деменко О.Г. Передача ударной нагрузки через болтовое соединение элементов конструкции космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 4. С. 38-45.

Ефанов В.В., Кузин Е.Н., Тимофеев В.Н., Челышев В.П. Устройства и системы пироавтоматики летательных аппаратов на основе линейных кумулятивных зарядов // Полет. 2003. № 10. С. 42-49.

Ефанов В.В., Кузин Е.Н., Пичхадзе К.М., Челышев В.П. Основы расчета импульсов сил, действующих на конструкцию ЛА при разделении удлиненными кумулятивными зарядами // Полет. 2004. № 2 С. 3-10.

Ефанов В.В., Кузин Е.Н., Пичхадзе К.М., Челышев В.П. Энергобаллистические характеристики детонационных систем разделения КА для планетных исследований // Полет. 2004. № 5. С. 16-22.

Ефанов В.В., Горовцов В.В. Конструкция и расчет систем и устройств разделения космических аппаратов: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 2015. 112 с.

Многофункциональная космическая платформа «Новигатор» / Автор-составитель В.В. Ефанов; под ред. С.А. Лемешевского. Химки. Издатель ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2017. 360 с.

Ногин Р.О., Кузин Е.Н., Загарских В.И., Ефанов В.В., Мошнев А.А. Краткая история научного сотрудничества ВА РВСН имени Петра Великого с АО «НПО Лавочкина» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 89-96.

Патент РФ № 2463544. МПК F42B3/08. Линейное устройство разделения на удлиненном кумулятивном заряде / В.В. Ефанов, Кузин Е.Н. Патентообладатель ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». № 2011108055, заявл. 03.03.2011, опубл. 10.10.2012.

Патент РФ № 2633848. МПК F42B 3/00, C06C5/04. Неразрушаемый транслятор детонации / В.В. Ефанов, В.В. Горовцов, Е.Н. Кузин, С.А. Душенов, А.А. Котомин. Патентообладатель АО «НПО Лавочкина». № 2016132309, заявл. 05.08.2016, опубл. 18.10.2017.

Патент РФ № 2636069. МПК F42C1/00, B64G1/64, F42B15/36. Заряд-усилитель для трансляторов детонации бортовой автоматики летательных аппаратов / В.В. Ефанов, В.В. Горовцов, Е.Н. Кузин, С.А. Душе-

нок, А.А. Котомин. Патентообладатель АО «НПО Лавочкина». № 2016132312, заявл. 05.08.2016, опубл. 20.11.2017.

Патент РФ № 2693065. МПК F42B3/08, F42F1/02. Удлиненный кумулятивный заряд / Е.Н. Кузин, В.И. Загарских, Г.И. Макаров, Д.В. Гашеев. Патентообладатель Военная академия РВСН им. Петра Великого. № 2018117166, заявл. 08.05.2018, опубл. 01.07.2019.

Патент РФ № 2756898. МПК F42C15/36, B64G1/64. Универсальный инициатор-резак для бортовых детонационных систем разделения / Е.Н. Кузин, В.И. Загарских, Г.И. Макаров, А.С. Булавский. Патентообладатель Военная академия РВСН им. Петра Великого. № 2020130562, заявл. 17.09.2020, опубл. 06.10.2021.

Патент РФ № 2783638. МПК B64G1/64. Комбинированный разрывной замок с ножом для бортовых систем разделения / Е.Н. Кузин, В.И. Загарских, В.А. Вязовский, В.В. Ефанов. Патентообладатель Военная академия РВСН им. Петра Великого. № 2022120362, заявл. 26.07.2022, опубл. 15.11.2022.

Потюпкин А.Ю., Данилин Н.С., Селиванов А.С. Кластеры малоразмерных космических аппаратов как новый тип космических объектов // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2017. Т. 4, вып. 4. С.45-56.

Расчет и проектирование систем разделения ступеней ракет: Учеб. пособие / К.С. Колесников, В.В. Кокушкин, С.В. Борзых, Н.В. Панкова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 376 с.

Смуrow С.В., Салько А.Е., Загарских В.И., Кузин Е.Н. Явление пересжатости детонационной волны как инструмент повышения взрывчатых характеристик линейных детонирующих устройств // Известия института инженерной физики. 2019. № 4. С. 21-24.

Смуrow С.В., Салько А.Е., Загарских В.И., Кузин Е.Н. Альтернатива повышения помехозащищенности бортовой пироавтоматики летательных аппаратов // Известия института инженерной физики. 2020. № 2. С. 42-45.

Смуrow С.В., Салько А.Е., Загарских В.И., Кузин Е.Н. Транслятор детонации с продольным каналом // Известия института инженерной физики. 2021. № 3. С. 2-5.

Статья поступила в редакцию 01.02.2023

Статья после доработки 02.02.2023

Статья принята к публикации 02.02.2023

ВЛИЯНИЕ ВОЗМУЩАЮЩИХ ФАКТОРОВ, ДЕЙСТВУЮЩИХ ПРИ ОТДЕЛЕНИИ БОКОВЫХ БЛОКОВ РН «СОЮЗ-2», НА ОПЕРАТИВНОСТЬ ПОИСКА ОТДЕЛЯЮЩИХСЯ ЧАСТЕЙ В РАЙОНАХ ПАДЕНИЯ

INFLUENCE OF DISTURBING FACTORS ACTING DURING SOYUZ-2 LATERAL UNITS SEPARATION ON SEARCH RAPIDNESS OF SEPARATING PARTS IN IMPACT AREAS



А.В. Суханов¹,
suhanov-2810@mail.ru;
A.V. Suhanov



Л.В. Кротова¹,
blv1984@bk.ru;
L.V. Krotova



В.В. Дуга²,
кандидат
технических наук,
vka@mil.ru;
V.V. Duga

В статье отмечена актуальность задачи повышения точности прогноза точек падения отделяющихся частей ракет-носителей с целью минимизации затрат на их поиск. В качестве примера выбрана ракета-носитель «Союз-2». Рассмотрены возмущающие факторы, действующие на полет боковых блоков ракеты-носителя «Союз-2». Для повышения точности определения точек падения боковых блоков построена математическая модель движения отделяющейся части ракеты-носителя. Работоспособность модели продемонстрирована на примере реального пуска ракеты-носителя «Союз-2» 27 мая 2019 года.

Ключевые слова: ракеты-носители; районы падения отделяющихся частей ракет-носителей; аэродинамические возмущения; пассивный участок траектории; точка падения отделяющейся части ракеты-носителя.

DOI: 10.26162/LS.2023.59.1.006

¹ 1 Государственный испытательный космодром Министерства обороны Российской Федерации, Россия, Архангельская область, г. Мирный.
1st State testing cosmodrome (1 STC MD RF), Russia, Arhangelsk region, Mirniy.

The article highlights the relevance of the task of the improving accuracy of impact points predicting of launch vehicles separating parts in order to minimize their search cost. As an example, the Soyuz-2 launch vehicle was chosen. Disturbing factors affecting the flight of Soyuz-2 lateral units are considered. To improve the accuracy of impact points determining of lateral units, a mathematical model of the movement of the separating part of the launch vehicle was built. The performance of the model was demonstrated on the example of a real launch of the Soyuz-2 launch vehicle on May 27, 2019.

Key words: launch vehicles; impact areas of launch vehicles separating parts; aerodynamic disturbances; passive part of the trajectory; impact points of launch vehicles separating parts.

² Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Россия, г. Санкт-Петербург.
Military-Space Academy named after A.F. Mozhayskiy, Russia, Saint Petersburg.

ВВЕДЕНИЕ

Задача поиска отделяющихся частей ракет-носителей (ОЧ РН) имеет важное значение как для экологии районов падения и безопасности людей, проживающих на этой территории, так и для оценки лётно-технических характеристик испытываемых и эксплуатируемых изделий.

В качестве районов падения ОЧ РН выбираются преимущественно безлюдные районы, зачастую в лесистой местности не имеющие автомобильного или железнодорожного сообщения. Поиск ОЧ РН осуществляется с помощью авиационной техники, чаще всего вертолётов МИ-8, и представляет собой продолжительный и дорогостоящий процесс. При этом стоимость проведения поисковых работ C_p прямо пропорциональна времени, затраченному на поиск ОЧ РН, которое в свою очередь напрямую зависит от площади района падения ΔS_p (1).

$$C_p = f(T_p, \Delta S_p). \quad (1)$$

Таким образом, повышение точности определения места падения ОЧ РН не только сократит площадь поиска района падения, но и уменьшит время поиска T_p , что даст существенный экономический эффект. То есть повышение точности определения места падения ОЧ РН с целью повышения оперативности поиска является актуальной задачей.

Если в ходе анализа параметров полёта изделия есть основания говорить о достаточно чётком понимании физических процессов, происходящих на носителе, то для ОЧ РН та же задача представляется достаточно неопределённой в силу таких причин, как:

- отсутствие телеметрической информации о процессах, происходящих в баках и двигательных установках на ОЧ РН после отделения;
- отсутствие достоверных данных о состоянии термодинамических параметров атмосферы и ветрового поля в районе отделения и на нисходящей ветви пассивного участка траектории (ПУТ);
- отсутствие достоверных данных о фактических возмущениях на ОЧ РН, действующих при отделении от носителя (*Лагун А.В., Козлов В.В.*);
- наличие нескольких факторов неопределённости, необходимых к учёту при расчёте мест падения ОЧ (*Гравченко Ю.А., Козлов В.В., Кукушкин И.О., 2021*).

Необходимо отметить, что работы, посвящённые повышению точности определения мест падения ОЧ РН (*Белоконов И.В. и др., 2010; Кисин Ю.К. и др., 2022; Кротова Л.В. и др., 2022; Луценко А.Ю. и др., 2019; Шульга А.А., Щеглов Г.А., 2021*), имеются, однако до внедрения полученных результатов в практику эксплуатации космических средств должен пройти определённый срок.

Вместе с тем, появившиеся в последние годы инструменты позволили снизить неопределённость по одному из наиболее существенных возмущающих факторов, влияющих на процесс отделения, а именно атмосферы. Информация из файлов формата GRB2 прогностической модели GFS (*Кагермазов А.Х., Созаева Л.Т., 2020*) с точностью порядка 1-2% от значений давления и плотности стандартной атмосферы достоверно соответствует фактическим метеорологическим измерениям, произведённым перед запуском космических аппаратов (КА) и пуском ракет.

Именно поэтому появилась возможность оценить каждый из возмущающих параметров, действующих при отделении боковых блоков (ББ) РН «Союз-2», и, как следствие, повысить достоверность прогнозирования мест падения ББ в районе падения на основе расчётных и оперативных данных в ходе пуска изделий.

1. Исходные данные для формирования математической модели

Проведение анализа возмущающих параметров предполагает использование следующих расчётных, оперативных и опытных данных:

1. Исходные данные точки старта, азимут стрельбы, расчётные (при наличии сведений опытные) данные «сухих» весов ББ, площадей миделевого сечения, расчётные значения коэффициентов лобового сопротивления.
2. Данные по геодезической привязке точек падения ББ.
3. Сведения о фактических остатках топлива и окислителя в блоках.
4. Файл цифровой телеметрической информации для определения:
 - кинематических параметров траектории полёта изделия в проекциях на оси инерциальной стартовой системы координат;
 - времени потери жёсткой связи ББ с центральным блоком;
 - времени начала отсчёта для формирования инерциального пространства;
 - матрицы перехода из связанной системы координат в инерциальную стартовую систему координат.
5. Атмосферные параметры и параметры ветрового поля в районе отделения ББ и в центре района падения принимаются на основании данных модели GFS (*Кагермазов А.Х., Созаева Л.Т., 2020*) в формате GRB2 и восстанавливаются до высоты 100 км методом экстраполяции.

2. Описание разработанной математической модели

Для расчёта мест падения ББ воспользуемся классическим способом определения кинематических параметров движения материальной точки на атмосферном и безатмосферном участках ПУТ. Математический расчёт уравнений движения материальной точки осуществляется методом Рунге – Кутты 4-го порядка. Решая систему дифференциальных уравнений (2), определяют текущие кинематические параметры центра масс ОЧ РН.

$$\begin{cases} \dot{V}_x = \omega_3^2 x + g_x + 2\omega_3 V_y - S_0 \rho V_B V_{xB} \\ \dot{V}_y = \omega_3^2 y + g_y + 2\omega_3 V_x - S_0 \rho V_B V_{yB} \\ \dot{V}_z = g_z - S_0 \rho V_B V_{zB} \\ \dot{x} = V_x \\ \dot{y} = V_y \\ \dot{z} = V_z \end{cases} \quad (2)$$

Здесь g_x, g_y, g_z – проекции ускорения свободно-го падения, вызванного силой притяжения Земли; V_{xB}, V_{yB}, V_{zB} – проекции вектора скорости движения ЦМ ОЧ относительно воздуха; ω_3 – угловая скорость вращения; S_0 – баллистический коэффициент; ρ – плотность атмосферы.

Матрица перехода от связанной системы координат к начальной стартовой системе координат представлена формулой (3).

$$\begin{pmatrix} \cos\theta \cdot \cos\psi & \cos\theta \cdot \sin\psi \cdot \sin\varphi - \cos\theta \cdot \sin\varphi + \\ & -\sin\theta \cdot \cos\psi & + \cos\theta \cdot \cos\psi \cdot \cos\varphi \\ \sin\theta \cdot \cos\psi & \cos\theta \cdot \cos\varphi + & \sin\theta \cdot \sin\psi \cdot \cos\varphi - \\ & + \sin\theta \cdot \sin\varphi & - \cos\theta \cdot \sin\varphi \\ -\sin\psi & \cos\psi \cdot \sin\varphi & \cos\psi \cdot \cos\varphi \end{pmatrix} \quad (3)$$

Здесь θ – тангаж; ψ – рысканье; φ – вращение.

Пересчёт радиус-вектора из начально-стартовой системы координат в гринвичскую абсолютную систему координат осуществляется по формулам (4):

$$\begin{aligned} \bar{r}_A &= M_{\text{НССК} \rightarrow \text{ГОСК}} \cdot \bar{r}_{\text{НССК}}, \\ \bar{V}_A &= M_{\text{НССК} \rightarrow \text{ГОСК}} \cdot \bar{V}_{\text{НССК}}. \end{aligned} \quad (4)$$

Переход от гринвичской абсолютной СК к гринвичской относительной СК возможно осуществить с помощью формул (5):

$$\begin{aligned} \bar{r}_{\text{ГОСК}} &= \bar{M}_{\text{впз}} \cdot \bar{r}_a, \\ \bar{V}_{\text{ГОСК}} &= M_{\text{впз}} \cdot \bar{V}_a + \begin{vmatrix} Y_a \\ -X_a \\ 0 \end{vmatrix} \cdot \omega_3, \end{aligned} \quad (5)$$

$$\bar{r}_a = \begin{vmatrix} Y_a \\ X_a \\ Z_a \end{vmatrix},$$

$$M_{\text{впз}} = \begin{vmatrix} \cos\omega t & \sin\omega t & 0 \\ -\sin\omega t & \cos\omega t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}$$

где t – время от начала полёта.

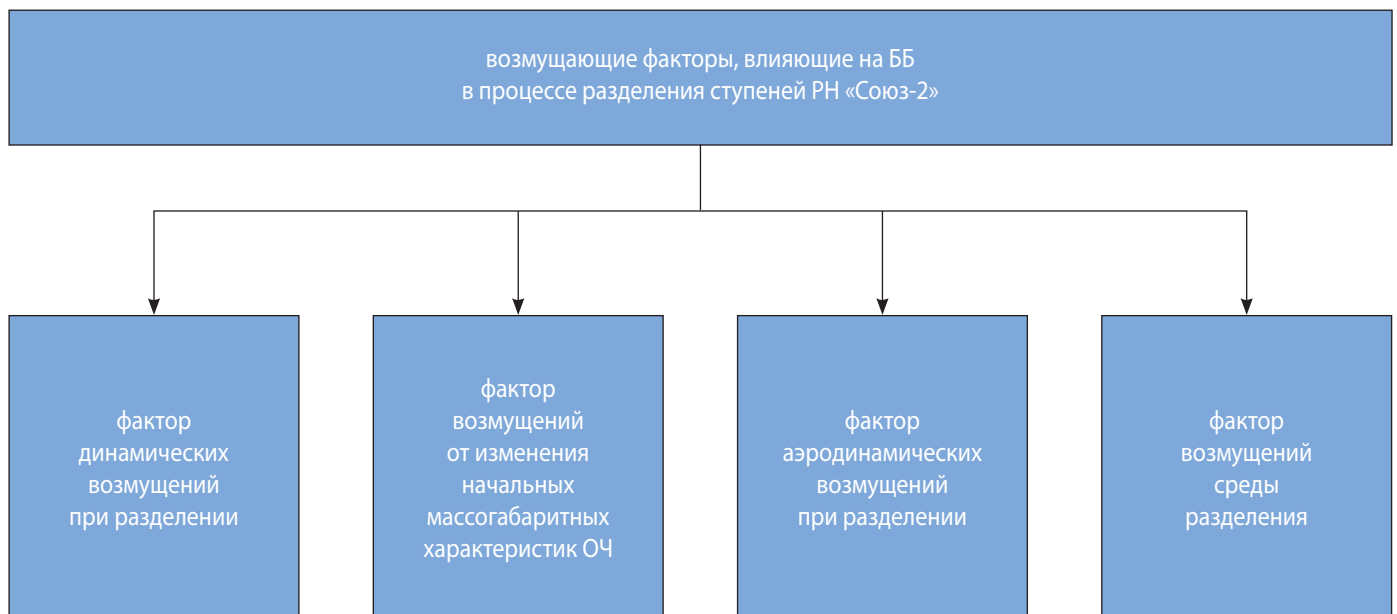


рисунок 1. Классификация факторов, влияющих на ББ РН «Союз-2»

ВЛИЯНИЕ ВОЗМУЩАЮЩИХ ФАКТОРОВ, ДЕЙСТВУЮЩИХ ПРИ ОТДЕЛЕНИИ БОКОВЫХ БЛОКОВ РН «СОЮЗ-2», НА ОПЕРАТИВНОСТЬ ПОИСКА ОТДЕЛЯЮЩИХСЯ ЧАСТЕЙ В РАЙОНАХ ПАДЕНИЯ

Для повышения достоверности функционирования математической модели движения ОЧ РН обеспечим возможность учёта ряда возмущающих факторов, представленных на рисунке 1.

2.1. Фактор динамических возмущений при разделении

Процесс отделения ББ РН типа «Союз-2» давно стал классическим и благодаря хорошо продуманной схеме позволяет осуществить безударное разделение элементов конструкции изделия с внесением минимальных возмущающих воздействий на кинематические параметры полёта всего носителя.

После выдачи команды на выключение рулевых камер двигательных установок (ДУ) первой ступени выдаётся команда на разрыв нижних силовых связей боковых блоков «Б», «В», «Г», «Д» с блоком «А». Под действием силы струи исходящих газов ББ, не связанные больше силовыми связями с блоком «А», начинают расходиться в плоскостях I–III и II–IV. Далее, после выдачи команды на сброс давления из баков горючего и выключения ДУ ББ, открывается клапан в баке окислителя, за счёт сброса давления из которого формируется расталкивающий импульс от блока «А». ББ, начиная «отставать» от блока «А», оголовками выходят из зацепления с шаровыми опорами, теряя физическую связь с носителем.

Учитывая компоновку пакета РН «Союз-2» возмущения, действующие на каждый ББ, при такой схеме разделения можно рассматривать как симметричные, действующие в противоположном направлении от центра оси симметрии всего изделия в соответствующих плоскостях. Таким образом, если рассматривать возмущения в связанной системе координат, то на блоки в I–III плоскости действуют симметричные моменты в проекции на ось Y связанной системы координат, на блоки во II–IV плоскостях соответственно действуют моменты в проекции на ось Z .

При рассмотрении возмущений, действующих на ББ по отношению к центральному блоку, объединённая таблица динамических возмущений в начальные скорости будет выглядеть следующим образом (таблица 1).

таблица 1 – Таблица динамических возмущений при разделении

оси связанной системы координат	боковые блоки 14С53			
	«Б»	«В»	«Г»	«Д»
X	$-\Delta V_x$	$-\Delta V_x$	$-\Delta V_x$	$-\Delta V_x$
Y	$-\Delta V_y$		$+\Delta V_y$	
Z		$-\Delta V_z$		$+\Delta V_z$

Таким образом, начальные параметры кинематического движения каждого ББ в модели должны быть скорректированы на параметры фактического смещения от центра трёхосного гиросtabilизатора, кинематические параметры движения центра масс которого телеметрируются в файле цифровой телеметрической информации.

2.2. Фактор возмущений от изменения начальных массогабаритных характеристик ОЧ

Учитывая, что в качестве окислителя в РКН «Союз-2» используется кислород, который в баках находится в жидком состоянии, а при контакте с атмосферой переходит в газообразное состояние и улетучивается (во время заправки на стартовом комплексе со скоростью порядка 7–25 кг в секунду), начальная масса ББ после отделения будет постепенно изменяться до испарения остатков кислорода в баках. Значение остатков кислорода, подлежащих испарению, составляет в среднем 460 кг на каждый ББ. С учётом работы системы управления расходом топлива в баках остаётся условно «равное» количество топлива и окислителя, следовательно, в модели необходимо рассматривать каждый ББ как материальную точку с переменной массой.

2.3. Фактор аэродинамических возмущений при разделении

Одновременно на все ББ при разделении возмущающее воздействие оказывает аэродинамическая сила сопротивления набегающего воздушного потока, из-за симметричности конструкции, а также из-за алгоритмических особенностей управления носителем на участке разделения равная для всех блоков.

Индивидуальная оценка начальных параметров при разделении для каждого из блоков позволяет сделать вывод, что, с точки зрения разворота продольной оси ББ в плоскость бросания, для блоков «Б» и «Г» создаются условия, обеспечивающие минимальное сопротивление набегающему потоку, соответствующему площади миделевого сечения, равной 5,65 м². В то же время ситуация для блоков, расположенных в плоскости II–IV, (соответственно «В» и «Д») существенная. Примем площадь миделевого сечения указанных блоков для расчёта составляющих аэродинамической подъёмной силы за 25 м².

Разница в значениях начальных параметров существенно влияет на потерю скорости объекта на восходящей ветви ПУТ.

В соответствии с баллистической документацией разработчика коэффициент лобового сопротивления отделяющегося ББ обобщённо приведён в значении «эффективного» коэффициента и равен 3,44.

При этом предприятие-разработчик, проведя статистическую обработку большого количества пусков, обобщил и включил в этот коэффициент и возмущения потери массы от начального веса изделия, и разброс термодинамических параметров атмосферы по сравнению со среднемесячной, и возмущения ветрового поля.

При построении предлагаемой математической модели нами, в отличие от подхода разработчика, предлагается для решения этой задачи учесть и фактические достоверные термодинамические параметры атмосферы (Поздняков П.В., 2019), и состояние ветрового поля, и фактические параметры объекта с переменной массой. В таком случае для оценки возмущений при разделении из переменных величин, позволяющих варьировать параметры расчёта попадающей траектории, у нас остаётся только реализовавшийся коэффициент лобового сопротивления (C_x), который большей частью зависит от плотности среды.

2.4. Фактор возмущения среды разделения

Для оценки возможных дополнительных условий, действующих в месте разделения траекторий ББ и самого изделия на процесс отделения, необходимо обратить внимание на состояние термодинамических параметров атмосферы на высоте разделения (Побеужский С.Ю., 2019). Проведя статистический анализ геометрической высоты отделения ББ над уровнем общеземного эллипсоида для условий пуска с космодрома «Плесецк» получено значение высоты в пределах 47–49 км. Статистические данные атмосферных параметров среды в точке разделения имеют разброс параметров по давлению от 50 до 130 Па, а по плотности – от 0,0007 до 0,00165 кг/м³.

Имея разницу термодинамических параметров среды в таком диапазоне значений, можно предположить, что вертикальный профиль плотности среды в точке отделения и на восходящей ветви ПУТ также влияет на результирующие возмущения в скорости по осям связанной системы координат. Поверхностный анализ показывает, что чем меньше начальная плотность среды на высоте разделения, тем меньше разница между направлениями разлёта блоков «Б»-«Г» и «В»-«Д». Именно поэтому, в летние месяцы, когда плотность атмосферы в слое 47–49 км наибольшая, разница по направлению между парами блоков максимальная, а соответственно в зимние месяцы – минимальная.

Учитывая вышесказанное по поводу площади миделевого сечения и его влияния на составляющие аэродинамической подъёмной силы для блоков «В» и «Д», необходимо уточнить, следующее: по данным

объективного контроля системой контроля космического пространства эффективной площади отражения ББ, был сделан вывод, что на нисходящей ветви ПУТ все ББ «успокоены» и сориентированы тяжёлой частью конструкции (двигательной установкой) вниз. Именно поэтому сделаем предположение, что номинальная разница в начальных кинематических параметрах для пар блоков «Б»-«Г» и «В»-«Д» на нисходящей ветви ПУТ формируется только на восходящей ветви.

3. Применение математической модели для оценки единичного пуска РН «Союз-2»

Рассмотрим результаты применения модели движения одиночных ББ с начальными кинематическими параметрами, соответствующими размещению на месте блока «Г» и блока с начальными кинематическими параметрами блока «Д» в пуске РН «Союз-2» 27 мая 2019 года.

На рисунке 2 зелёным цветом нанесена осевая линия района падения ББ, полученная в результате изменения C_x при расчёте движения единичного невозмущённого ББ из точки разделения с использованием фактических параметров атмосферы.

Геометрическая высота точки разделения над поверхностью общеземного эллипсоида составляет 48,395 км. Фактическая плотность среды в точке разделения 0,0014134382 кг/м³. Интегральная масса столба воздуха по основанию 1 м² в диапазоне от 47 до 100 км составляет 13,334 кг.

В соответствии с вышеприведённой методикой оценим разницу по дальности между блоками «Б»-«Г», длина проекции разницы по дальности на продольную ось составляет 1070 метров (стрелка красного цвета), между блоками «В»-«Д» длина проекции разницы в боковом направлении на поперечную ось 3080 метров (стрелка синего цвета). Между парами блоков «Б»-«Г» и «В»-«Д» дальность составляет ~7000 метров (стрелка сиреневого цвета).

Для таких начальных условий значение C_x , обеспечивающее попадание блоков «Б»-«Г» в район их падения, составляет 3,27.

Скорректировав площади миделевого сечения до значения в 25 м², для блоков «В»-«Д» получаем возмущение на скорость в направлении изменения дальности, обеспечивающее «отставание» пары блоков «В»-«Д» от блоков «Б»-«Г». Для данного пуска возмущение в связанной системе координат по скорости V_x составило ~17 м/с, что соответствует вертикальному движению ББ с начальной площадью миделевого сечения в 25 м² на протяжении порядка 900 метров при расчёте с используемыми фактическими термодинамическими параметрами атмосферы.

27 мая 2019 года

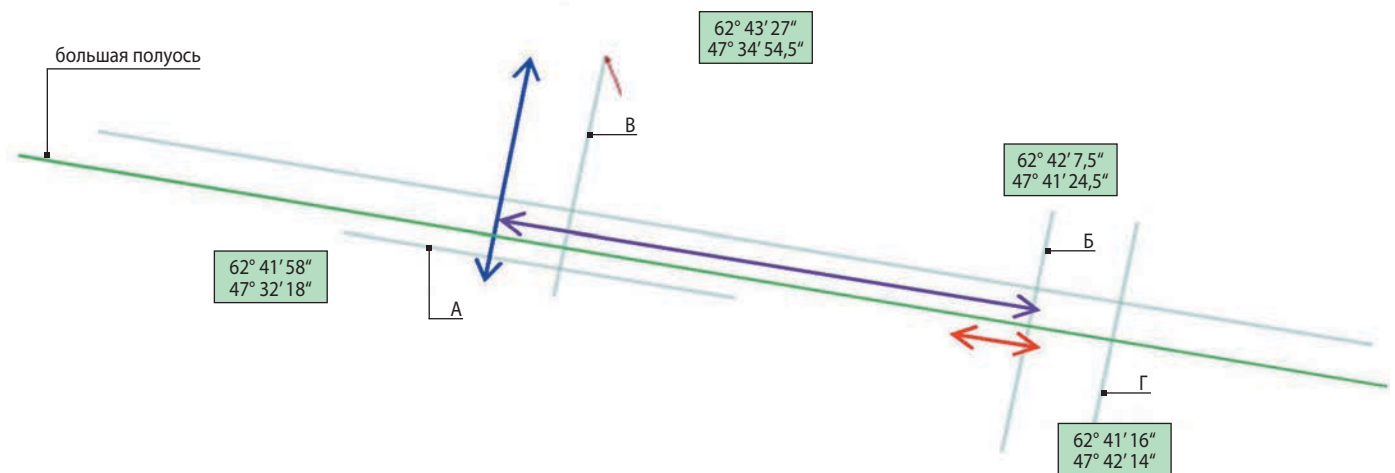


рисунок 2. Фактические точки падения ОЧ РН

Частные производные по дальности и в боковом направлении для невозмущённого ББ, км:

$$dX/dL=0,00318 \quad dX/dB=-0,00004$$

$$dY/dL=0,00272 \quad dY/dB=-0,00002$$

$$dZ/dL=-0,00000 \quad dZ/dB=0,00095$$

$$dV_x/dL=0,34737 \quad dV_x/dB=-0,00475$$

$$dV_y/dL=0,09543 \quad dV_y/dB=0,00319$$

$$dV_z/dL=0,00355 \quad dV_z/dB=0,22607$$

Из расчётов динамических возмущений, действующих на ББ относительно центрального, получены следующие значения ΔV : $\Delta V_y=5,6$ м/с $\Delta V_z=6,8$ м/с. Соответственно, в силу геометрического фактора, возникающего при набегающем потоке, можно говорить, что по оси X возмущения, действующие на ББ относительно центрального блока, составили ~ 6 м/с.

Фактические реализовавшиеся возмущения на местоположение центра масс и по скорости в связанной системе координат на единичный блок приведены в таблице 2.

Таким образом, применение указанной модели позволяет увеличить точность определения координат падения каждого ББ на величину 10–12%.

4. Выводы по оценке полученных результатов работы модели на выборке из 12 пусков

Полученная математическая модель на выборке из 12 пусков РН «Союз-2» в части, касающейся фактически реализующихся возмущений при разделении, подтверждает расчётные значения, приведённые в сборниках работ по данной тематике (Авдошкин В.В., Ардашов А.А. и др., 2016), что позволяет говорить о достоверности полученных результатов и правильности функционирования модели.

Кроме того, в результате работы модели в отношении полученных значений аэродинамического коэффициента C_x получены результаты, приведённые в таблице 3.

Приведённые в таблице данные, свидетельствуют о наличии корреляции фактических значений C_x с плотностью среды во время пуска, выраженной через массу столба воздуха диапазона 47–100 км с основанием 1 м^2 .

таблица 2 – Фактические значения возмущений в связанной системе координат

оси связанной системы координат	боковые блоки 14С53			
	«Б»	«В»	«Г»	«Д»
$X, \text{ м}$	-27	-27	-27	-27
$Y, \text{ м}$	-2,7		2,7	
$Z, \text{ м}$		-2,7		2,7
$dV_x, \text{ м/с}$	~ 6	~ 6	~ 6	~ 6
$dV_y, \text{ м/с}$	-5,6		5,6	
$dV_z, \text{ м/с}$		-6,8		6,8

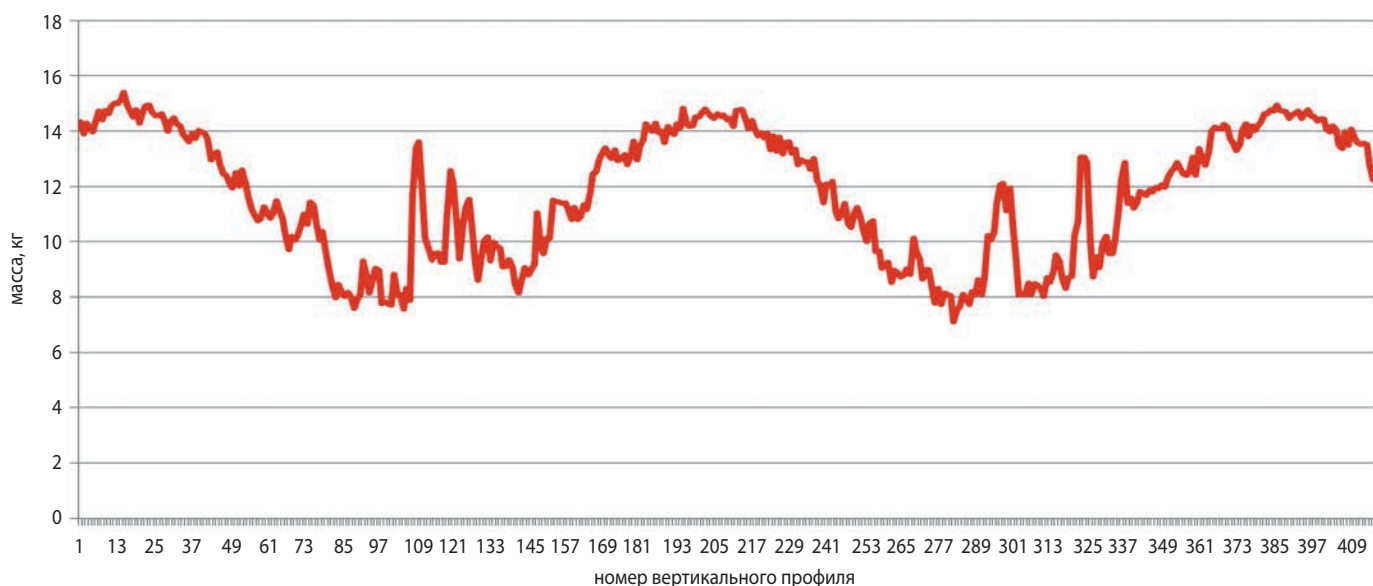


рисунок 3. График значений массы столба воздуха в необходимом диапазоне высот

Таким образом, при расчёте с помощью приведённой математической модели появляется возможность повысить точность определения координат места падения для каждого из ББ РН «Союз-2» на 10–12% на основании имеющейся оперативной информации о прогнозируемых значениях параметров атмосферы на время пуска.

Согласно полученным результатам на выборке из 12 пусков получается, что для расчёта аэродинамического коэффициента, который реализуется в предстоящем пуске, необходимо массу столба воздуха диапазона 47–100 км с основанием 1 м², полученную из прогноза состояния атмосферных параметров на ближайшее к пуску время по данным модели GFS, разделить на коэффициент 3,96 м³/кг.

5. Практическая оценка полученных результатов

С точки зрения оценки достоверности результатов, полученных при применении модели, проведём анализ значений массы столба воздуха диапазона 47–100 км с основанием 1 м² на выборке из 417 вертикальных профилей параметров атмосферы, полученных по данным реанализа модели GFS с 1 июня 2020 года по 31 августа 2022 года на полдень в каждый нечётный день каждого месяца (рисунок 3).

Представленный график подтверждает закономерность, отражённую в (Белоконов И.В., Круглов Г.Е., Трушляков В.И., Юдинцев В.В., 2010): среднеквадратичное отклонение от математического ожидания

таблица 3 – Значения S_x , полученные в результате применения математической модели

№ п/п	даты пусков РН «Союз-2»	фактические значения S_x	масса столба воздуха диапазона 47–100 км
1	17.06.2018	3,29	13,45
2	03.11.2018	1,6	7,63
3	27.05.2019	3,13	13,34
4	11.12.2019	1,73	7,314
5	20.02.2020	2,3	8,624
6	16.03.2020	2,78	10,53
7	25.06.2021	3,19	13,57
8	25.11.2021	2,58	7,52
9	05.02.2022	2,7	8,92
10	22.03.2022	3,02	11,94
11	07.04.2022	2,7	11,16
12	07.07.2022	3,24	13,55

плотности среды по слоям в летние месяцы значительно меньше, чем в остальные периоды года.

Вместе с тем, интересно наличие на графике сильных перепадов в искомым значениях в период с ноября по март. Очевидно, что проведение пусков в данный период времени представляет большую неопределённость в прогнозировании мест падения по стандартным моделям. При таких больших перепадах массы столба изменение плотности слоёв в верхних слоях атмосферы происходит в больших диапазонах значений, чем обычно, следовательно, точность прогнозирования мест падения может быть существенно повышена применением предлагаемой математической модели в любой временной промежуток суток пуска.

заключение

В результате проведённой работы по созданию математической модели возмущённого движения ББ получен инструмент для проведения оценки полученных результатов привязки ББ на местности, а также для анализа аномальных результатов в пусках изделий подобного типа. Данная модель может быть использована для прогнозирования мест падения ББ РН «Союз-2», что позволит снизить временные и материальные затраты на поиск и обнаружение их на местности.

Анализ результатов оценки адекватности модели по статистической выборке из 12 пусков показывает, что для повышения достоверности полученных данных потребуются учёт дополнительных возмущающих факторов, в том числе учитывающих особенности функционирования системы управления РН. При этом необходимо использовать алгоритмы разработки разработчика системы управления РН «Союз-2», защищённые авторским правом.

Учёт указанных факторов, в первую очередь аэродинамических, позволяет повысить точность определения точки падения ОЧ РН на 10–12% и минимизировать время, затрачиваемое на поиск, на 15–20%. За счёт этого будут сокращены расходы на поиск ОЧ РН, что даст существенный экономический эффект и благоприятно скажется на стоимости запуска КА отечественными РН.

список литературы

Авдошкин В.В., Ардашов А.А. и др. Проблемные вопросы использования трасс запусков космических аппаратов и районов падения отделяющихся частей ракет космического назначения: монография // ВКА имени А.Ф. Можайского, 2016. С. 141-146.

Белоконов И.В., Круглов Г.Е., Трушляков В.И., Юдинцев В.В. Оценка возможности управляемого

схода с орбиты верхней ступени РН «Союз» за счёт использования остатков топлива в баках // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2010. № 2. С. 105-111.

Гравченко Ю.А., Козлов В.В., Кукушкин И.О. Модель субъекта эксплуатации ракетно-космической техники // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2021. № 3. С. 72-77.

Кагермазов А.Х., Созаева Л.Т. Валидация выходных данных глобальной модели атмосферы по данным аэрологического зондирования с нарастающей заблаговременностью // Наука. Инновации. Технологии. 2020. № 4. С. 137-148.

Кисин Ю.К., Панченко Д.И., Шамишин М.В. Алгоритм применения однократной прямой угловой заделки для определения места падения ракеты // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2022. Вып. 663. С. 225-231.

Кротова Л.В., Николаев А.Ю., Дуга В.В. Обеспечение попадания отработавших ступеней ракет космического назначения в заданный эллипс рассеивания путем модификации полетных алгоритмов системы управления // Авиакосмическое приборостроение. 2022. № 4. С. 3-16.

Лагун А.В., Козлов В.В. Модели и алгоритмы для внутренней адаптации ракетно-космических комплексов в условиях естественной деградации // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2022. № 4. С. 52-59.

Луценко А.Ю., Назарова Д.К., Слободянюк Д.М. Исследование аэродинамических характеристик створки обтекателя ракеты-носителя с применением конических средств пассивной стабилизации // Изв. вузов. Машиностроение. 2019. № 7. С. 66-75.

Побережский С.Ю. Способ определения параметров атмосферы вдоль трасс перспективных средств выведения с использованием климатических характеристик полей метеорологических элементов в районах падения // Инновации и инвестиции. 2019. № 9. С. 167-170.

Поздняков П.В. Получение параметров атмосферы вдоль траектории полета отделяемых частей ракет-носителей посредством методов температурно-ветрового и ракетного зондирования атмосферы // Инновации и инвестиции. 2019. № 9. С. 87-90.

Шульга А.А., Щеглов Г.А. Баллистическое проектирование ракеты-носителя со спасаемым головным обтекателем // Инженерный журнал: наука и инновации. 2021. № 9. С. 1-18.

Статья поступила в редакцию 13.01.2023

Статья после доработки 14.01.2023

Статья принята к публикации 14.01.2023

МЕТОДЫ АДАПТАЦИИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА К УСЛОВИЯМ ЕГО ВНУТРЕННЕЙ ДЕГРАДАЦИИ

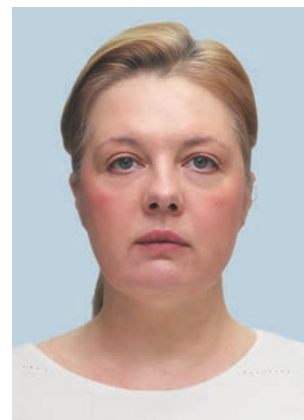
METHODS OF ADAPTATION OF THE ROCKET AND SPACE COMPLEX IN THE CONDITIONS OF ITS INTERNAL DEGRADATION



А.В. Лагун¹,
доцент, кандидат
технических наук,
vka@mil.ru;
A.V. Lagun



В.В. Козлов¹,
профессор, доктор
технических наук,
vka@mil.ru;
V.V. Kozlov



А.В. Антропова¹,
vka@mil.ru;
A.V. Antropova

В статье описываются методы контроля технического состояния элементов ракетно-космического комплекса и его адаптации к внутренней деградации в условиях эксплуатации. Определены возможности мониторинга элементов комплекса и формирования характеристик объектов мониторинга.

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

DOI: 10.26162/LS.2023.59.1.007

ВВЕДЕНИЕ

Предназначенные для современных условий эксплуатации ракетно-космические комплексы (РКК) обладают несомненной гносеологической и онтологической сложностью и подлежат, при их создании и эксплуатации обязательному рассмотрению с позиций системного подхода. Особенности РКК заключаются в основном в том, что его структура и целевое назначение должны оставаться неизменными на всём протяжении их жизненного цикла, который,

The article describes the possibilities of monitoring the technical condition of the elements of the rocket and space complex and its adaptation to internal degradation under operating conditions. The possibilities of monitoring the elements of the complex and the formation of characteristics of monitoring objects are determined.

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

как правило, выходит за границы назначенных показателей ресурса. Поэтому целесообразно наделять РКК способностью адаптации к новым условиям эксплуатации. Проблема адаптации РКК в процессе его эксплуатации в научном плане недостаточно разработана и пока не решена окончательно в инженерном отношении. Под адаптацией РКК следует понимать реализацию комплексом процессов, характеризующих его эволюцию и привыкание к изменению

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

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

условий эксплуатации, а также возможность обучения, самообучения, и самоорганизации. Причём нельзя исключать возникновения процессов опережающей адаптации комплекса к окружающей обстановке и между его составными элементами.

Успешное завершение адаптационных процессов зависит от обеспечения комплекса возможностями, заранее не определёнными в тактико-техническом задании на комплекс:

- возможностью приспособиться к новым научно-техническим разработкам;
- возможностью приспособиться к возникающим военно-политическим ситуациям.

В настоящее время эксплуатация ряда РКК возможна только в случае принятия решения о продлении определённых показателей; к ним в частности, относятся показатели ресурса и показатели срока службы. При принятии решения о продлении этих показателей учитывают техническое состояние РКК. В то же время недостаточно учитывается многократная адаптация комплекса к условиям эксплуатации. В основном это происходит из-за отсутствия нормативной базы и методического аппарата, необходимых для выявления и преобразования, составляющих комплекс элементов под новые свойства ракеты космического назначения при максимальной сохранности структурно-функционального облика комплекса и для формирования требований по реализации этого процесса.

Обеспечение высокого уровня надёжности и боеготовности адаптируемого РКК осложняется влиянием нескольких объективных факторов. Прежде всего проводимая на РКК модернизация и модификация оборудования изменяет его функциональный облик и тем самым усложняет всю систему эксплуатации комплекса.

Кроме того, неопределённость в техническом состоянии оборудования комплекса не позволяет обоснованно и главное вовремя принять решение о проведении правильных проектно-конструкторских решений в условиях ограниченности финансирования.

Данные факторы объективны, поэтому при решении задачи рациональной адаптации комплекса они учитываются как ограничения.

В качестве же субъективного фактора необходимо учитывать постоянно возрастающие требования к надёжности РКК, изложенные в руководящих документах.

В ходе решения задачи формирования облика РКК данный субъективный фактор должен постоянно анализироваться и уточняться. Для этого формулируются предложения и лицу, принимающему решения, и предложения по внесению изменений в нормативно-техническую документацию.

Изложенные выше особенности, связанные с эксплуатацией РКК, в большей степени, относятся к этапу проектирования комплекса.

На этапе длительной эксплуатации на первое место выходят вопросы оценивания текущего технического состояния. К ним можно отнести:

- ухудшение характеристик элементов РКК, связанное со старением и износом оборудования, что усложняет обеспечение требований к надёжности РКК;
- снижение профессиональных качеств действий обслуживающего персонала РКК, обусловлено общими тенденциями в образовательной и социальной сферах.

1. Комплекс внутренней адаптации РКК

Адаптацией РКК в условиях его внутренней деградации можно считать свойство комплекса, обеспечивающее способность сохранять и поддерживать на заданном уровне значения показателей качества его функционирования РКК при протекании в его оборудовании естественных внутренних процессов деградации. В основном к таким процессам можно отнести процессы усталости конструкционных материалов, износа, деформации, коррозии деталей и узлов, изменения физико-химических свойств рабочих жидкостей, изменения электротехнических свойств аппаратуры управления и силового питания и т.д.

Первичной задачей для придания комплексу свойства адаптации является его оснащение комплексом внутренней адаптации (КВА), который в автоматическом режиме выполняет задачу мониторинга технического состояния (ТС) оборудования комплекса на различных этапах эксплуатации.

КВА должен стать составной частью системы эксплуатации РКК, предназначенной для текущего контроля объектов эксплуатации в процессе штатного функционирования, для оценивания ТС оборудования и прогнозирования остаточного ресурса комплекса, а также для принятия решения на продление ресурса, проведение ремонтно-восстановительных работ или вывод комплекса из эксплуатации.

КВА представляет собой организационно-техническую систему, включающую организационную подсистему (персонал), специальные технические средства контроля ТС и автоматизированные средства поддержки принятия решений. Исходным этапом создания КВА является выбор диагностических моделей, а также определение состава диагностических признаков.

Причём к таким признакам относят не только измеряемые параметры, но и их предельные значения. Эти параметры характеризуют мониторинг

технического состояния комплекса, рассматривая его в качестве объекта диагностирования. Сам процесс мониторинга РКК характеризует возможность определения технического состояния РКК в любой момент эксплуатации, используя данные полученных измерений (*Дмитриев А.К., Мальцев П.А., 1988*).

Современный уровень развития теории и практики построения средств мониторинга позволяет использовать современную элементную базу, обладающую высокими показателями информационной ёмкости, надёжности и оперативности. Достаточно развиты теоретические основы построения средств контроля и управления сложными технологическими процессами (*Козлов В.В. Лагун А.В., 2022*), однако при создании КВА для РКК возникает необходимость решать новые научно-технические задачи, связанные со спецификой объектов (уникальностью и разнообразием физической природы элементов) и целями мониторинга. Одной из основных задач создания КВА для РКК является формирование диагностической модели объекта мониторинга (*Седов Л.И., 1970*), которая должна содержать априорные сведения об объекте диагностирования и его технических состояниях. На основе этой модели должны формироваться диагностические признаки, обеспечивающие полную наблюдаемость объекта мониторинга – РКК.

2. Функциональный мониторинг технического состояния объектов РКК

Для получения необходимой информации о техническом состоянии комплекса сделан анализ предположения о начале на субмикроскопическом уровне физической и химической деградации оборудования РКК и о дальнейшем её проявлении на макроскопическом уровне, который непосредственно связан с функционированием всего комплекса. Для этого необходимо выполнить оценку изменения ТС комплекса с помощью макропараметров, которые доступны для контроля. Количество таких макропараметров может превышать количество параметров, относящихся к показателю работоспособности и входящих в состав системы управления процессом функционирования.

Проведя анализ физики отказов для механических объектов, можно определить показатель их работоспособности. С помощью этого анализа можно найти причины процессов деградации, протекающих в самих объектах; показать, что сами процессы происходят на уровнях конструкционных материалов, входящих в состав объектов. Описание же процессов деградации в исследуемых объектах возможно выполнить с помощью экспоненциальных зависимостей (*Антропова А.В., 2020*).



рисунок 1. Транспортно-установочный агрегат РКК

Апробация такого подхода выполнена в двух постановках:

1. Поиск макропараметров, определяющих работоспособность исследуемого объекта при задании деградационных параметров в его элементах на микроскопическом уровне.

2. Поиск микропараметров деградации при исследовании макропараметра исследуемого объекта.

Первый подход реализовывался путём оценивания технического состояния установщиков РКК (рисунок 1), имеющих кинематическую схему стрелового крана.

Для такой кинематической схемы назначены следующие характерные места деградации:

- износ в механическом приводе подъёма втулок шарниров $\lambda(t)$ и уплотнений в гидравлическом приводе подъёма $\mu(t)$;
- изменение механических характеристик в конструкционных материалах $\epsilon(t)$.

Численное моделирование работы такого механизма с учётом деградирующих узлов показало колебательный характер изменения угловой скорости

и угла подъёма стрелы агрегата. При этом установлена связь между степенью деградации параметров $\lambda(t)$ и $\epsilon(t)$ с макропараметрами процесса подъёма стрелы агрегата.

Полученные результаты позволяют назначить новые макропараметры, к которым можно отнести время, необходимое для выполнения задачи подъёма, а также скорость подъёма и частоту её изменения на равномерном участке подъёма. Кроме этого, возможно назначение новых параметров для системы управления механизмом. Вновь назначенные параметры будут характеризовать деградацию микропараметров механизма. Все это позволит оценить работоспособность механизма.

Следующий подход связан с выявлением степени деградации отдельных узлов и звеньев механизма, для чего производится расшифровка сигналов имеющих макропараметров. Данный подход можно продемонстрировать с помощью входящего в состав гидросистемы силового привода агрегата насоса (рисунок 2), перемещение рабочей среды в котором происходит под воздействием поверхностного давления при периодическом изменении объёма насосной

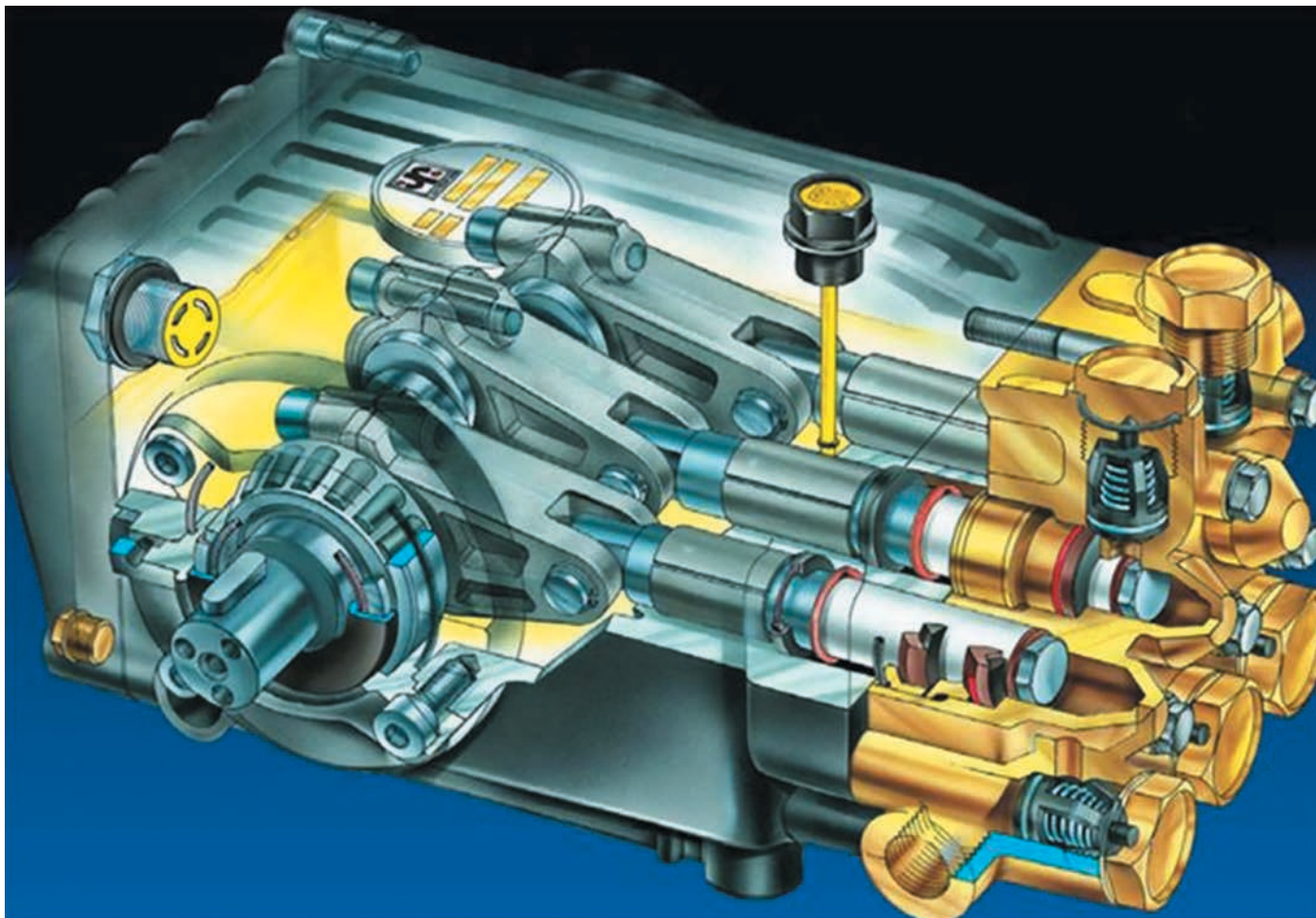


рисунок 2. Насос объёмного действия

камеры, попеременно сообщающейся с входом и выходом насоса.

Для проведения диагностики ТС насоса используется осциллограмма давления, которая недостаточно контролируется в эксплуатируемых в настоящее время гидросистемах.

Для расчёта давления рабочей жидкости на выходе из насоса создана программа, в алгоритм которой включено решение двух уравнений с учётом нескольких соотношений. Уравнения, входящие в алгоритм, описывают движение поршневых пар и клапанов насоса. В то же время соотношения должны учитывать динамику движения рабочей жидкости, выраженную изменениями давления в различных полостях гидравлической системы насоса, с учётом величины потока жидкости между полостями.

Дальнейшие расчёты связаны с получением при численном моделировании основной осциллограммы давления для номинальных технических па-

раметров насоса. При этом вводились переменные параметры, связанные как с жёсткостью пружин, которые находятся в выпускных клапанах насоса, так и с эксцентриситетом насоса для кинематической пары, состоящей из коленчатого вала насоса и его клапана, а также с зазором в плунжерных парах насоса.

С использованием полученной осциллограммы оценивалось негативное влияние заданных параметров деградации на функционирование насоса. Для анализа был выбран участок осциллограммы, характеризующий превышение полного периода колебания давления. При этом оценивалась возможность влияния эксцентриситета насоса e , зазора в плунжерных парах s , жёсткости пружин c на происходящие перепады давления.

Для расшифровки анализируемого участка осциллограммы использовались операции, включающие в себя расшифровку перепадов давления на задан-

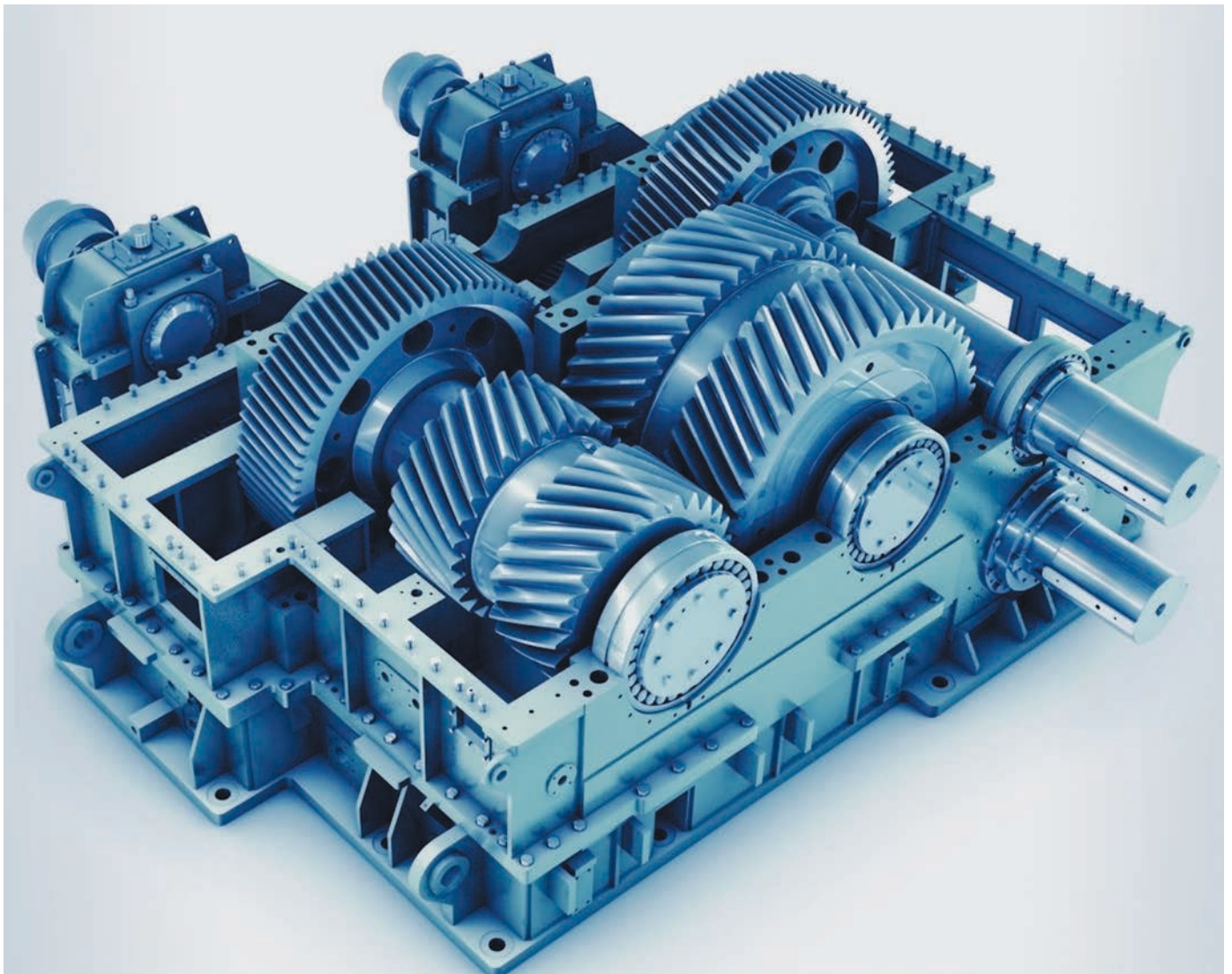


рисунок 3. Механический привод с редуктором

ных частотах после вейвлет-преобразований, с варьированием параметров деградации (c, s, e) в диапазоне 15% от номинального значения.

В процессе анализа определённый параметр деградации сопоставляли с каждой из идентифицированных частот. Этот алгоритм позволил выявить скачки амплитуды давления при равномерном и пошаговом изменении варьируемых параметров на каждой из выявленных частот. Также установлено, что нестационарное изменение давления в самой гидросистеме есть прямое следствие выявленных скачков амплитуды давления. При расшифровке с помощью вейвлет-преобразований (Гравченко Ю.А., Козлов В.В., Кукушкин И.О., 2021) сначала определяют, насколько детализирована такая дешифровка, что означает необходимость определения ранга (n) коэффициентов вейвлет-преобразований ($C^{(n)}_i$). При решении задачи используются обратные вейвлет-преобразования, которые показывают, что для коэффициентов вейвлет-преобразований, равных семи, одинаковыми получаются прямой и обратный сигналы давления. Кроме того, установлено, что равномерное и пошаговое изменение отдельных параметров сопровождается линейным ростом коэффициентов вейвлет-преобразований.

К таким параметрам относятся:

- коэффициент при перемещении, являющийся аналогом значения жёсткости пружин клапанов;
- коэффициент при её первой производной, являющийся аналогом значения зазора в плунжерных парах насоса;
- амплитуда вынуждающих колебаний, которая является аналогом значения эксцентриситета для насоса.

Поэтому для поиска линейных зависимостей в графике вейвлет-преобразований был проведён анализ осциллограмм давления, прошедших вейвлет-преобразования.

Изначально смысл анализа сводился к поиску линейных зависимостей между изменениями амплитуд вейвлет-коэффициентов по найденным абсциссам и линейным изменением назначенных параметров (c, s, e). Причём каждому параметру изменение задавалось индивидуально. Шаг изменения составлял 2%, а величина параметра должна достигать 15% от назначенного номинала. Значения жёсткости пружин c и эксцентриситета e изменялись в сторону уменьшения, в то же время величина зазора в плунжерных парах s – в сторону увеличения. Результатами проведённого исследования стали полученные в единственном виде линейные зависимости для каждого из варьируемых параметров для соответствующего периода времени вейвлет-графика. Описанный выше подход проверялся при исследовании кинематики за-

цепления механических приводов с цилиндрическими эвольвентными колёсами (рисунок 3).

Цель исследований можно свести к решению следующих задач:

1. Определение параметров работы зубчатой передачи, доступных для мониторинга методом неразрушающего контроля, с помощью математического моделирования кинематики зацепления зубчатых колёс.
2. Оценка текущего технического состояния всего механизма и его зубчатых колёс в отдельности с помощью определённых ранее параметров работы зубчатой передачи.

Используя результаты решения этих задач, можно будет сделать прогнозы, характеризующие деградацию зубчатых пар эксплуатируемого механизма с целью оценки объёма технического обслуживания и ремонтных работ. С помощью численных моделей нами получено большое количество значений углов поворота ведомого колеса, когда, судя по теоретическим расчётам, колеса контактируют. Также с помощью программы MathCAD обработано большое

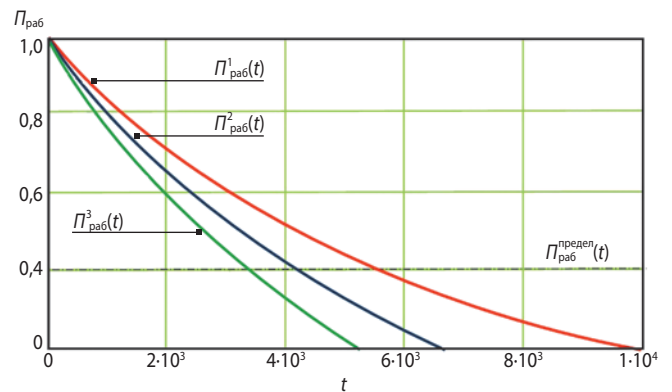


рисунок 4. Изменение показателя работоспособности

количество значений ошибки угла поворота ведомого колеса в зависимости от значений угла поворота ведущего колеса.

Регрессионная зависимость ошибок описывалась как полином в виде кривой Бакстера ($D\gamma(t)$) (Федоров А.В., 2004), в виде зависимости углов поворота от времени для ведущего ($\alpha(t)$) и ведомого звена ($\gamma(t)$).

Такая функция имела следующий вид:

$$D\gamma(t) = a_1\alpha^4(t) + a_2\alpha^3(t) + a_3\alpha^2(t) + a_4\alpha(t).$$

При введении в профиль эвольвент дефектов (износ и трещина в зубе) расчёты показали высокую контрастность этих дефектов как на кривых Бакстера, так и в графиках изменения угловых скоростей выходных звеньев пар зацепления. Нами также отмечено, что амплитудно-частотные характеристики зацепления колёс, полученные в расчётах, совпадают с акустическими характеристиками зацепления колёс, что открывает хорошие перспективы для оце-



рисунок 5. Приводной электродвигатель

нивания степени деградации зубчатых пар, находящихся в условиях длительной эксплуатации.

Таким образом, формируя математическое обеспечение процессов эксплуатации уникальных объектов, мы получаем возможность выявить макропараметры, характеризующие степень их работоспособности. Для каждого из таких объектов создаётся зависимость показателя работоспособности от времени эксплуатации.

Формирование математического выражения для показателя работоспособности через выявленные макропараметры, проявляющиеся при деградации технического объекта, основывалось на положениях анализа размерности.

При анализе размерности выявленные макропараметры с использованием р-теоремы (Кузнецов А.Н., 2002) агрегировались в функцию показателя работоспособности.

В то же время из положений π-теоремы известно, что можно рассматривать безразмерную величину как функцию ряда размерных величин. Учитывая изложенные в π-теореме положения, можно описать функцию показателя работоспособности ($P_{\text{раб}}$). Данная функция отражает зависимость $P_{\text{раб}}$ от комбинации безразмерных величин, сформированных из n размерных определённых величин.

$$P_{\text{раб}} = f(\pi_1, \pi_2, \dots, \pi_n),$$

где π_n – комбинация определяющих параметров p_n , имеющих нулевую размерность $[\pi]=0$.

$$\pi = p_1^{\alpha_1} p_2^{\alpha_2} \dots p_n^{\alpha_n} = \text{const}[p_1]^{\alpha_1} [p_2]^{\alpha_2} \dots [p_n]^{\alpha_n}.$$

Теория размерности позволяет определить с точностью до множителя зависимость $P_{\text{раб}}$ от комбинации безразмерных величин, при выполнении условия равенства числа основных единиц измерения n

числу определяющих параметров k с независимой размерностью.

$$P_{\text{раб}} = f(\text{const } p_1^{m_1} p_2^{m_2} \dots p_n^{m_n}).$$

Поэтому для решения такой задачи необходимо определить число основных (независимых) единиц измерения. При выполнении условия невозможности выражения одного из параметров через другой, когда единицы измерения независимы, данное условие может быть выражено в виде $[p_1] \neq [p_2]^a [p_3]^b [p_4]^c [p_5]^d$.

Анализ процессов деградации элементов технических изделий показывает, что собственно природа деградации сводится к физически оправданной экспоненциальной зависимости. Такая зависимость соответствует принципу лавинообразного нарастания повреждений. Вид такой зависимости используется при формировании показателя работоспособности технических изделий $P_{\text{раб}} = \exp$ (множество определяющих их параметров).

Зависимость можно также записать в следующем виде:

$$P_{\text{раб}} = \exp(-\text{const } \pi_1 \pi_2 \dots \pi_n).$$

Для снятия неопределённости в расчётах, связанной с неопределённостью множителя const , в случае определения показателя работоспособности, необходимо ввести значение показателя $P_{\text{раб}}$ для начала периода функционирования $[P_{\text{раб}}^0]$. Установив величину начального показателя $[P_{\text{раб}}^0] = 0,999$, для начала периода функционирования $t=1$ можно записать

$$[P_{\text{раб}}^0] = \exp(-\text{const } \pi_1 \cdot \pi_2 \dots \pi_n).$$

Тогда

$$\text{const} = -\ln [P_{\text{раб}}^0] \cdot (\pi_1 \cdot \pi_2 \dots \pi_n)^{-1},$$

откуда

$$P_{\text{раб}} = \exp(\ln [P_{\text{раб}}^0] \cdot \pi_1 \cdot \pi_2 \dots \pi_n),$$

где $[P_{\text{раб}}^0]$ – значение показателя качества функционирования исследуемого изделия.

Этот показатель существенно влияет на величину назначенного показателя ресурса изделия. Так, если задать предельное низкое значение показателя ($P_{\text{раб}}^{\text{предел}}$), за которым эксплуатация невозможна, что показано на рисунке 4, то можно видеть влияние начального значения показателя работоспособности на ресурс изделия.

Влияние начального значения показателя работоспособности на приемлемую длительность работы изделия выражено следующим образом:

$$P_{\text{раб}}^1 \text{ при } [P_{\text{раб}}^0] = 0,9999;$$

$$P_{\text{раб}}^2 \text{ при } [P_{\text{раб}}^0] = 0,99985;$$

$$P_{\text{раб}}^3 \text{ при } [P_{\text{раб}}^0] = 0,9998.$$

Для шарнирных механизмов (см. рисунок 1) такая зависимость показателя работоспособности представлена соотношением:

$$P_{\text{раб}}^{\text{мех}} = \exp \left(\ln [P_{\text{раб}}^0] \cdot \frac{1}{w} \cdot \frac{\sigma}{HB} \cdot \frac{T_r}{T_0} \cdot \frac{t_{\phi} v}{\lambda} \right).$$

Здесь HB – твёрдость конструкционного материала; w – показатель энергетического КПД машины; λ – фактическое значение износа в шарнирах конструкции; σ – уровень рабочих напряжений в металлоконструкции; v – характерные скорости рабочих процессов; t_{ϕ} – фактическое время работы; T_0 – температура окружающей среды; T_r – фактическая температура механизма.

Для гидравлического насоса объёмного действия (см. рисунок 2) такая зависимость имеет вид:

$$P_{\text{раб}}^{\text{гидро}} = \exp \left(\ln [P_{\text{раб}}^0] \cdot \frac{s^2 \cdot P_{\text{ПК}}}{e \cdot c} \cdot f \cdot t \right),$$

где $P_{\text{ПК}}$ – давление настройки предохранительного клапана; f – частота вращения приводного вала; t – текущее время, жёсткости пружин c , эксцентриситета приводного вала e и зазоров в плунжерных парах s .

Для оценивания зубчатых колёс редукторов (см. рисунок 3) зависимость показателя работоспособности имеет вид:

$$P_{\text{раб}}^{\text{редуктор}} = \exp \left(\ln [P_{\text{раб}}^0] \cdot \frac{\Delta P}{HB^2 \cdot V} \cdot (\Delta f \cdot t) \cdot \left(\frac{1}{z} \right) \right),$$

где ΔP – уровень акустического излучения (шума); HB – твёрдость материала колёс; V – объём ванны для смазки редуктора привода; Δf изменения частоты вращения колёс; z – число зубьев колеса.

Для оценивания электрических приводов (рисунок 5) зависимость показателя работоспособности имеет вид (Садыхов Г.С., 1986):

$$P_{\text{раб}}^{\text{эл}} = \exp \left(\ln [P_{\text{раб}}^0] \cdot \frac{M}{M_{\text{тр}}} \cdot \frac{U \cdot I}{P_{\text{эл.потерь}}} \cdot \frac{a \cdot t^2}{\delta} \cdot \frac{|T_r - T_0|}{T_r} \right).$$

Здесь M – механический момент, развиваемый электродвигателем; $M_{\text{тр}}$ – момент сил трения в подшипниках электродвигателя; δ – фактическое значение толщин силовых конструкций; a – виброускорения в подшипниках; U – напряжение; I – сила тока; $P_{\text{эл.потерь}}$ – потери электрической мощности; T_r – температура фактическая; T_0 – температура окружающей среды; t – фактическое время работы.

В результате для агрегата, имеющего в своём составе шарнирный механизм, гидравлическую систему силовых приводов, механический редуктор

и электрический привод, показатель работоспособности может иметь вид

$$P_{\text{раб}}^{\text{агрегат}} = P_{\text{раб}}^{\text{мех}} \cdot P_{\text{раб}}^{\text{гидро}} \cdot P_{\text{раб}}^{\text{редуктор}} \cdot P_{\text{раб}}^{\text{эл}}.$$

заключение

Знание характера изменений показателей работоспособности во времени, контролируемое в процессе эксплуатации, позволяет отказаться от календарных ремонтно-профилактических обследований уникальных объектов и перейти на систему эксплуатации, основанную на функциональном мониторинге, который осуществляется в процессе штатной эксплуатации. Такой подход позволяет существенно сократить объём ремонтно-профилактических работ и повысить коэффициент готовности для уникальных объектов.

список литературы

Антропова А.В. Методика формирования показателей технического состояния компонентов обеспечивающих систем малых космических аппаратов // Тр. Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2020. Вып. 675. С. 36-44.

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

Дмитриев А.К., Мальцев П.А. Основы теории построения и контроля сложных систем. Л.: Энергоатомиздат, 1988. 192 с.

Козлов В.В. Лагун А.В. Модели и алгоритмы для внутренней адаптации ракетно-космических комплексов в условиях естественной деградации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 4. С. 52-59.

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

Садыхов Г.С. Остаточный ресурс технических объектов и методы его оценки. М.: Знание, 1986. С. 3-55.

Седов Л.И. Механика сплошных сред. Т.1. М.: Наука, 1970. 492 с.

Федоров А.В. Обеспечение безопасности процесса функционирования стартового комплекса при возникновении нештатных ситуаций. СПб.: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2004. 136 с.

Статья поступила в редакцию 21.12.2022

Статья после доработки 21.12.2022

Статья принята к публикации 21.12.2022

К ВОПРОСУ ОБЕСПЕЧЕНИЯ РАВНОВЕСНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ ЗВЕНЬЕВ МАНИПУЛЯТОРА



Л.А. Федорова¹,
доцент, кандидат
технических наук,
vka@mil.ru;
L.A. Fedorova



А.П. Софьин¹,
доцент, кандидат
технических наук,
vka@mil.ru;
A.P. Sofin

ON THE ISSUE OF ENSURING THE EQUILIBRIUM STABILITY OF THE MANIPULATOR LINKS



Л.К. Горшков¹,
профессор, доктор
технических наук,
vka@mil.ru;
L.K. Gorshkov



И.Г. Уханов¹,
доцент, кандидат
технических наук,
vka@mil.ru;
I.G. Ukhanov

В статье рассматриваются вопросы, связанные с исследованием устойчивости шарнирного манипулятора. Показано, что в равновесном состоянии манипуляторы могут иметь как устойчивые, так и неустойчивые положения. Устойчивость подвижных элементов в значительной степени влияет на качество позиционирования рабочего звена манипулятора. Анализ устойчивых состояний показывает, что на устойчивость звеньев можно влиять вовлечением в структурную схему дополнительных элементов.

Ключевые слова:
космос; движение;
устойчивость; робот;
манипулятор; способ;
конструкция; звено.

DOI: 10.26162/LS.2023.59.1.008

ВВЕДЕНИЕ

Создание в космосе крупногабаритных конструкций, освоение планет Солнечной системы предполагает использование различных типов манипуляторов и связанных с ними устройств и автоматов (Довгань В.Г., Мошнеев А.А., 2020; Маленков М.И., Волов В.А., 2020). Эффективное использование космических манипуляторов – это прежде всего обеспечение их функциональности (Белоножко П.П., 2016), что возможно

The issues related to the study of stability of articulated manipulator are considered. It is shown that in the equilibrium state manipulators can have both stable and unstable positions. The assessment of stability of moving elements significantly affects the quality of positioning of the manipulator's working link. The analysis of stable states shows that stability of the links can be influenced by involvement of additional elements in structural scheme.

Keywords:
space; movement;
stability; robot;
manipulator; method;
construction; link.

лишь при условии, что рабочим органам манипулятора будет доступно множество самых разнообразных положений и вариантов движений в установленном для их функционирования рабочем пространстве.

Современный типовой подход позволяет выделить в составе космических роботов единую механическую систему (МС), включающую в себя манипуляторы (Корендяев А.И. и др., 1989; Корендяев А.И., 2006)

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

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

и локомotionную подсистему (средства передвижения). Свойства единой МС полностью определяются устройством и конструкцией указанных подсистем, которые по сути могут состоять из одного или нескольких манипуляторов необходимого типа.

С учётом сказанного следует заметить, что в зависимости от заданных условий и ограничений на применение любой манипулятор может либо являться самим роботом, либо выступать в качестве основной его части. В связи с этим формирование большинства требований к манипулятору происходит ещё на этапе проектирования и выполняется с учётом выбранных для него в качестве приоритетных характеристик.

Эффективность использования космического манипулятора определяется связанными с геометрией манипулятора свойствами (Ким Н.В., Чеботарев Ю.С., 2021; Корендясев А.И. и др., 1989; Корендясев А.И., 2006), среди которых важнейшими следует считать достижимость и манипулятивность. Отметим, что первое свойство манипулятора – достижимость – характеризует возможность обеспечения требуемого положения его исполнительного органа, связанного с совмещением рабочей точки с фиксированной точкой пространства в ходе проведения операции позиционирования. В свою очередь, манипулятивность связана с обеспечением ориентации исполнительного органа при его функционировании.

В ходе анализа возможности выполнения операций в заданных характеристических точках предполагаемой зоны обслуживания появляется необходимость рассмотрения достаточно широкого диапазона кинематических схем манипуляторов. Анализ этих схем сводится к выбору и варьированию выбранных параметров, например длин звеньев, углов их поворота, расстояний между препятствиями и других величин.

Основная проблема использования космического манипулятора связана с возникновением отклонения действительного движения элементов механической системы от расчётной траектории. Фактические траектории, реализуемые при выполнении манёвров манипуляторами траектории, определяются значительным числом факторов, и прежде всего технологическими погрешностями изготовления элементов манипулятора. Поэтому следующее его необходимое свойство – точность, т.е. свойство манипулятора парировать проявляющееся при движении отклонение фактической позиции исполнительного механизма от установленной для него при многократном позиционировании. В качестве показателя, характеризующего точность позиционирования робота, чаще всего выступает суммарная погрешность позиционирования звеньев.

Таким образом, точность функционирования манипуляторов определяется погрешностями позиционирования в характеристической точке используемого

рабочего звена (например, схвата) и погрешностями угловой ориентации рабочего звена.

К снижению точности могут приводить следующие основные причины:

- наличие погрешностей управления и перераспределения движений при результирующем манёвре нескольких звеньев;
- наличие упругости материалов и отклонений в конструкциях за счёт выбранной конфигурации звеньев;
- возможность возникновения люфта и зазоров в кинематических парах.

Считается, что большинство причин появления неточностей и отклонений в движении обусловлено условиями работы подвижных соединений звеньев; в свою очередь, появление отклонений и погрешностей носит выраженный случайный характер.

Погрешности позиционирования в ряде случаев необходимо напрямую относить к появлению процессов колебательного характера. Время затухания этих колебаний определит быстродействие манипулятора и точность выхода исполнительного органа в рабочую зону к рабочей точке. Известно, что появление вибрационных возмущений часто связано с потерей устойчивости в положении равновесия при эксплуатации манипуляторов.

Создание любых манипуляторов требует преодоления значительных трудностей, связанных с отсутствием универсальных методик и использованием сложных уравнений механики. Очевидно, что переход к объёмным математическим моделям часто осложняет процесс принятия физически осмысленных решений. На это указывают многие авторы, например (Смирнов П.А., Яковлев Р.Н., 2019). В рамках дальнейшего уточнения материала отметим статью (Баланев Н.В., Янов Р.А., 2016), в которой рассмотрены основные конструктивные особенности промышленных роботов, а также выявлены основные показатели точности промышленных роботов. Необходимо учитывать, что даже колебания с низкими амплитудами и частотами могут инициировать значительный дисбаланс манипулятора в целом.

Условия выбора критерия устойчивости и его оценки для равновесного положения механических систем с голономными связями, находящимися в консервативном силовом поле, представляет теорема Лагранжа – Дирихле (Лагранж Ж., 1950; Ляпунов А.М., 1948; Федорова Л.А. и др., 2022; Четаев Н.Г., 1990). Устойчивость равновесных положений консервативной системы соответствует минимуму её потенциальной энергии. Уточним, что при отсутствии минимума потенциальной энергии в равновесном положении применяют теоремы А.М. Ляпунова или Н.Г. Четаева о неустойчивости равновесия.

Оценивание устойчивости манипулятора

Рассмотрим подробнее типовую механическую систему, состоящую из двух однородных стержней ОА и АВ длиной a и массой m , расположенных в вертикальной плоскости (рисунок 1). В точке А стержни соединены шарниром; в точке О стержень ОА прикреплен к неподвижному шарниру О; в точке В стержень АВ соединен шарниром с телом С массой m_1 , которое может перемещаться по вертикальной линии (ползун в вертикальных направляющих), проходящей через точку О. Середины стержней ОА и АВ соединены пружиной, имеющей жёсткость c . Длина пружины в недеформированном состоянии $l < a$.

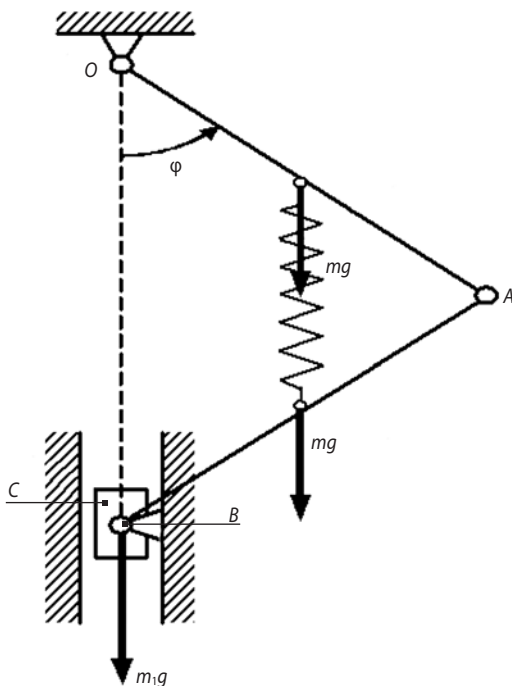


рисунок 1. Рассматриваемая кинематическая схема

Представленная выше кинематическая схема широко применяется в кинематических схемах различных механизмов. Установка пружины между двумя звеньями не влияет на кинематику механизма. Найдём положения устойчивого равновесия манипулятора и исследуем критерии его устойчивости в различных положениях.

С этой целью введём следующие допущения:

- трение в шарнирных соединениях и ползуна о направляющие имеет незначительную величину, и его влиянием можно пренебречь;
- при оценке устойчивости допускается не учитывать массу пружины.

Это вполне обоснованно при невысоких скоростях движения звеньев и применяемых конструктивных схемах.

В качестве обобщённой координаты принимаем угол поворота φ . Тогда потенциальная энергия как функция выбранной обобщённой координаты будет равна сумме потенциальных энергий сил тяжести Π_1 и упругости Π_{II} . Потенциальную энергию системы полагаем равной нулю в положении системы, определяемом обобщённой координатой $\varphi=0$. В этом случае потенциальная энергия сил тяжести, равная работе сил тяжести на перемещении из отклонённого ($\varphi \neq 0$) в нулевое положение ($\varphi=0$), находится по формуле (1):

$$\Pi_I = 2(m+m_1)ga(1-\cos\varphi). \quad (1)$$

В свою очередь, потенциальная энергия силы упругости равна

$$\begin{aligned} \Pi_{II} &= \int_{a\cos\varphi-l}^{a-l} (-cx) dx = -\frac{cx^2}{2} \Big|_{a\cos\varphi-l}^{a-l} = \\ &= \frac{ac}{2} [a\cos^2\varphi - l + 2l(1-\cos\varphi)]. \end{aligned}$$

Тогда полная потенциальная энергия механической системы находится по формуле:

$$\Pi(\varphi) = a(l-\cos\varphi) \left[cl + 2(m+m_1)g - \frac{ca}{2}(1+\cos\varphi) \right].$$

В рамках выполнения предложенного исследования находим первую производную от потенциальной энергии системы по выбранной обобщённой координате

$$\frac{\partial \Pi}{\partial \varphi} = a \sin\varphi [cl + 2(m+m_1)g - ca \cos\varphi],$$

приравняв нулю первую производную от потенциальной энергии, и приходим к уравнению (2), из которого определяем равновесные положения системы:

$$a \sin\varphi [cl + 2(m+m_1)g - ca \cos\varphi] = 0. \quad (2)$$

Очевидно, что полученное уравнение (2) имеет два независимых решения:

$$\sin\varphi = 0 \text{ при любых значениях силы тяжести}; \quad (3)$$

$$\cos\varphi = \frac{cl + 2(m+m_1)g}{ca}. \quad (4)$$

Соотношение (4) должно удовлетворять условию:

$$-1 \leq \cos\varphi \leq 1,$$

из которого следует, что

$$-c(a+l) \leq 2(m+m_1)g \leq c(a-l).$$

Из (3) и (4) следует, что существуют только два существенно различных положения равновесия системы, определяемые значениями угла φ :

$$\varphi_1 = 0 \text{ при любых значениях силы тяжести};$$

$$\varphi_2 = \arccos\left[\frac{cl + 2(m+m_1)g}{ca} \right]$$

при

$$2(m+m_1)g \leq c(a-l).$$

Отметим, что кинематическая схема представленного механизма (см. рисунок 1) такова ($\varphi = \pm\pi$), что наивысшее его положение не реализуется.

Исследуем устойчивость положений равновесия системы, соответствующих двум независимым решениям (3) и (4). Для этого найдём вторую производную от потенциальной энергии по обобщённой координате

$$\frac{\partial^2 \Pi}{\partial \varphi^2} = a \cos \varphi [cl + 2(m + m_1)g] - ca^2 \cos 2\varphi. \quad (5)$$

По знаку второй производной устанавливаем, какие из найденных положений равновесия устойчивы. Первое из них соответствует положению системы при $\varphi = 0$. Согласно (5), для этого положения равновесия получаем значение

$$\left(\frac{\partial^2 \Pi}{\partial \varphi^2} \right)_{\varphi=0} = a[cl + 2(m + m_1)g - ca]. \quad (6)$$

Введём безразмерную силу λ :

$$\lambda = \frac{cl + 2(m + m_1)g}{ca}.$$

При

$$\lambda = \frac{cl + 2(m + m_1)g}{ca} > 1$$

потенциальная энергия минимальна и равновесное положение ($\varphi = 0$) является устойчивым.

При $\lambda < 1$ потенциальная энергия системы максимальна и равновесное положение системы неустойчиво. При $\lambda = 1$ значение второй производной (6) равно нулю. Это приводит к необходимости определения третьей и четвертой производных от потенциальной энергии по выбранной обобщённой координате

$$\frac{\partial^3 \Pi}{\partial \varphi^3} = a \sin \varphi [4ca \cos \varphi - cl - 2(m + m_1)g],$$

$$\frac{\partial^4 \Pi}{\partial \varphi^4} = 4ca^2 \cos 2\varphi - a \cos \varphi [cl + 2(m + m_1)g].$$

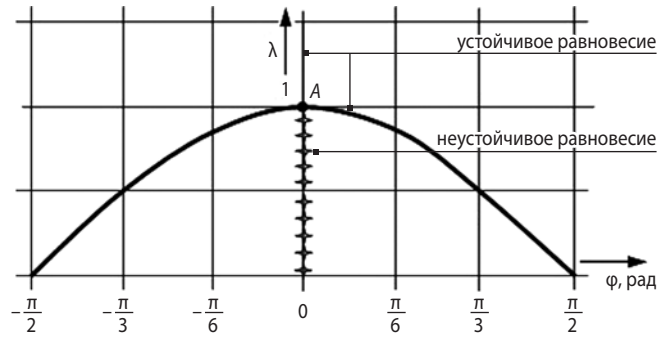


рисунок 2. Графическое представление результатов расчётов

В исследуемом случае ($\varphi_1 = 0$) третья производная равна нулю, а четвертая принимает значение

$$\left(\frac{\partial^4 \Pi}{\partial \varphi^4} \right)_{\varphi=0} = 3ca^2 - a[cl + 2(m + m_1)g - ca]. \quad (7)$$

В формуле (7) выражение $[cl + 2(m + m_1)g - ca]$ при $\lambda = 1$ равно нулю, следовательно, четвертая производная положительна. Потенциальная энергия минимальна, и равновесное положение системы ($\varphi = 0$) устойчиво.

Исследуем устойчивость равновесного положения системы в отклонённом положении ($\varphi \neq 0$). С учётом формул (3) и (4) можно записать:

$$cl + 2(m + m_1)g = cac \cos \varphi.$$

Тогда значение второй производной из выражения (5) будет равно

$$\left(\frac{\partial^2 \Pi}{\partial \varphi^2} \right)_{cl + 2(m + m_1)g = cac \cos \varphi} = ca^2 (\cos^2 \varphi - \cos 2\varphi) = ca^2 \sin^2 \varphi.$$

Если $\varphi \neq 0$, то вторая производная от потенциальной энергии положительна, и отклонённое равновесное положение системы, которое возможно при $\lambda < 1$, всегда устойчиво. Случай, когда $\varphi = 0$, $\lambda = 1$, уже рассмотрен.

таблица – Результаты расчёта равновесных устойчивых положений механизма

№ п/п	параметры звеньев					значения безразмерной силы, $\lambda = \frac{cl + 2(m + m_1)g}{ca}$	характеристика положения равновесия
	c, Н/м	a, м	l, м	m, кг	m ₁ , кг		
1	4000	3	2,5	10	15	$\lambda = 0,87 < 1$	устойчиво при $\pi/2 \leq \varphi < 0$, $0 < \varphi < \pi/2$; неустойчиво при $\varphi = 0$
2	2000	3	2,5	10	15	$\lambda = 0,92 < 1$	устойчиво при $\pi/2 \leq \varphi < 0$, $0 < \varphi < \pi/2$; неустойчиво при $\varphi = 0$
3	2000	1	0,25	4	8	$\lambda = 0,37 < 1$	устойчиво при $\pi/2 \leq \varphi < 0$, $0 < \varphi < \pi/2$; неустойчиво при $\varphi = 0$
4	1500	1	0,7	4	12	$\lambda = 0,91 < 1$	устойчиво при $\pi/2 \leq \varphi < 0$, $0 < \varphi < \pi/2$; неустойчиво при $\varphi = 0$
5	1000	1	0,7	4	12	$\lambda = 1,02 > 1$	устойчивое положение только при $\varphi = 0$
6	600	1	0,35	4	12	$\lambda = 0,88 < 1$	устойчивое положение при $-\pi/2 \leq \varphi < 0$, $0 < \varphi < \pi/2$; неустойчиво при $\varphi = 0$
7	400	1	0,35	4	12	$\lambda = 1,15 > 1$	устойчивое положение только при $\varphi = 0$

Кривые, соответствующие решениям (3) и (4), показаны на рисунке 2. По оси ординат отложены значения безразмерной силы $\lambda(\varphi)$. На рисунке 2 характерной является точка А пересечения двух решений: $\varphi=0$, $\lambda=\cos \varphi$.

При разгрузке до $\lambda=1$ равновесное положение системы ($\varphi=0$) остаётся в исходном состоянии. При малейшем уменьшении указанного значения равновесное положение системы ($\varphi=0$) становится неустойчивым и любые сколь угодно малые возмущения выводят систему из этого состояния. Поскольку в окрестности точки А, соответствующей $\lambda=1$, имеется другое устойчивое положение, то система и перейдёт в это новое положение. При $\lambda < 1$ система отклонится вправо или влево.

В качестве примера в таблице приводятся результаты расчёта равновесных устойчивых положений механизма для выбранных характерных параметров механической системы.

Из анализа представленной таблицы можно утверждать, что в определённых при проектировании кинематических схемах может быть сразу заложена неустойчивость, проявляющаяся при выборе массогабаритных параметров. Очевидно, что жёсткость пружины в наибольшей степени влияет на устойчивость механизма. Иначе говоря, добиться устойчивого равновесного положения легче при наличии более мощной пружины.

заключение

Представленная работа подтверждает необходимость сохранения устойчивости состояния равновесия для проведения позиционирования манипулятора в соответствии с конкретной программой управления. В процессе движения и выхода на программное положение каждого элемента космического манипулятора могут иметь место отскоки, деформации и колебания элементов конструкций. Анализ факторов, влияющих на точность траекторий звеньев манипулятора, свидетельствует о том, что при потере устойчивости манипулятора невозможно обеспечить качественное позиционирование рабочего органа. Представленный выше пример подхода к оценке устойчивости равновесного состояния манипулятора показывает, что существуют области, в которых изменение входных параметров управления движением манипулятора не приводит к его выходу из устойчивого равновесного состояния. Это, в свою очередь, снижает вероятность самопроизвольного перехода звеньев в другие положения и появления длительных колебаний.

Именно от способности сохранения равновесия зависит уровень соответствия манипулятора своему функциональному назначению. Исследование устойчивости манипулятора можно логично соотносить с вопросами моделирования динамики манипуляторных систем.

Полученные выше результаты могут быть использованы для дальнейшего синтеза структурной и кинематической схем манипулятора.

список литературы

Баланев Н.В., Янов Р.А. Анализ факторов, влияющих на точность позиционирования промышленного робота и методы обеспечения заданной точности // Достижения науки и образования. 2016. № 1. С. 11-14.

Беленожко П.П. Космическая робототехника. Современное состояние, перспективные задачи, тенденции развития. Аналитический обзор // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2016. № 12. С. 110-153.

Довгань В.Г., Мошнеев А.А. Первенцы космических робототехнических комплексов (к 50-летию «ЛУНОХОДА-1») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 21-29.

Ким Н.В., Чеботарев Ю.С. Применение роботоманипуляторов на борту космических аппаратов // XXI Межд. конф. по науке и технологиям Россия – Корея – СНГ: Сб. трудов. Новосибирск: Новосибирский государственный технический университет, 2021. С. 36-39.

Корендясев А.И. Теоретические основы робототехники. В 2 кн. / Отв. ред. С.М. Каплунов. Ин-т машиноведения им. А.А. Благонравова РАН.М.: Наука, 2006. Кн. 1. 383 с.

Корендясев А.И., Саламандра Б.Л., Тывес Л.И. и др. Манипуляционные системы роботов / Под общ. ред. А.И. Корендясева. М.: Машиностроение, 1989. 472 с.

Лагранж Ж. Аналитическая механика. Пер. с франц. М.: Гос. изд-во технико-теоретической литературы, 1950. Т. 2. 594 с.

Ляпунов А.М. Избранные труды. М.: АН СССР, 1948. 542 с.

Маленков М.И., Волов В.А. Автоматическая система крепления и развёртывания бортового манипулятора орбитального корабля «Буран»: проблемы и история создания // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С. 36-44.

Смирнов П.А., Яковлев Р.Н. Решение прямой и обратной задач кинематики в системе позиционирования звеньев манипулятора // Мехатроника, автоматизация, управление. 2019. Т. 20, № 12. С. 732-739.

Федорова Л.А., Софьин А.П., Горшков Л.К., Уханов И.Г. Оценивание устойчивости корневого звена манипулятора при действии на него осевой нагрузки // Труды МАИ. Электрон. журн. 2022. № 124. С. 1-21.

Четаев Н.Г. Устойчивость движения. М.: Наука, 1990. 176 с.

Статья поступила в редакцию 26.12.2022

Статья после доработки 26.12.2022

Статья принята к публикации 26.12.2022

К ВОПРОСУ СОЗДАНИЯ ИНФОРМАЦИОННО- ДИАГНОСТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ОБРАЗЦОВ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ



С.В. Кудрявцев¹,
кандидат
технических наук,
skudr@laspace.ru;
S.V. Kudryavtsev

MORE ON CREATION OF A DIAGNOSTIC INFORMATION SYSTEM FOR THE SPACE HARDWARE HEALTH MONITORING



В.М. Розовенко¹,
аспирант,
RozovenkoVM@laspace.ru;
V.M. Rozovenko

Рассматривается вопрос создания информационно-диагностической системы контроля технического состояния образцов космической техники как инструмента для принятия решений в процессе их экспериментальной отработки и испытаний. Указанная система дополняет штатные системы контроля технического состояния и предназначена для повышения оперативности и достоверности получения результатов проверок, определения возможных причин неисправностей и формирования управляющих воздействий, направленных на восстановление работоспособности космической техники. Сформированы идеология и архитектура построения указанных систем с применением модели нечёткой логики.

Ключевые слова:

*испытания;
космическая техника;
информационно-диагностическая система;
техническая диагностика;
модель нечёткой системы;
лингвистические переменные.*

DOI: 10.26162/LS.2023.59.1.009

The article covers creation of a diagnostics information system for the space hardware health monitoring as a tool for decision-making during the experimental testing. This system complements standard technical monitoring systems and is designed to improve efficiency and reliability of inspections, determining possible causes of malfunctions and forming control actions aimed at restoring the operability of space hardware. These systems' ideology and architecture are formed using the fuzzy logic model.

Key words:

*test;
space hardware;
diagnostic information system;
technical diagnostics;
fuzzy system model;
linguistic variables.*

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

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

Введение

Практика космической деятельности Российской Федерации показывает необходимость дальнейшего развития и совершенствования средств технического диагностирования состояния образцов космической техники (КТ) в ходе их экспериментальной отработки, стендовых испытаний и подготовки к запуску. Качество оценки уровня надёжности, безотказности и функционального состояния изделий при наземной отработке определяет правильность выбора параметров контура управления, работоспособность и эффективность выполнения целевых задач космическими аппаратами (КА) (Ефанов В.В. и др., 2021).

Существующие системы контроля технического состояния, испытательные комплексы в целом обеспечивают необходимую оценку соответствия образцов КТ заданным требованиям, однако для принятия решений об их состоянии на всём протяжении жизненного цикла часто требуется большой объём проверок. В качестве эффективных средств оценки функционального состояния постоянно усложняющихся образцов КТ рассматриваются различные средства технической диагностики, в составе которых специалисты выделяют информационно-диагностические системы (ИДС), основанные на пополняемых объёмах знаний (Лоскутов А.И. и др., 2011). Такие системы позволяют учесть статистику и опыт ранее выполненных работ и за счёт алгоритмической обработки всей совокупности информации и текущих данных эксперимента на основе использования современных математических методов оперативно принимать верные решения, обеспечивая более высокий уровень достоверности результатов испытаний КТ. Эти системы способны также выявлять причины и прогнозировать развитие возможных отказов КТ с целью формирования предупреждающих управляющих воздействий, направленных на их предотвращение.

1. Техническая диагностика как фактор обеспечения работоспособности и надёжного функционирования космической техники

Изделия космической техники в процессе своего жизненного цикла находятся в динамике, т.е. их техническое состояние во времени претерпевает изменения. Указанные изменения необходимо постоянно идентифицировать и анализировать с целью обеспечения безопасной эксплуатации, функциональной надёжности и эффективности применения космических аппаратов.

Степень соответствия функционального состояния бортовых систем КА заданным требованиям оценивается средствами технической диагностики.

Техническая диагностика – область знаний, охватывающая теорию, методы и средства определения технического состояния объектов. В соответствии с ГОСТ 20911-1989 техническое диагностирование – процесс определения технического состояния объектов. Большое практическое значение имеют вопросы диагностирования, контроля технического состояния, моделирования функционирования в процессе комплекса наземной отработки и испытаний образцов КТ.

Различают тестовое и функциональное диагностирование. В отличие от тестовых воздействий по принципу «вход – выход» функциональные процедуры предусматривают задание рабочих алгоритмов взаимодействия систем изделия КТ с многообразим причинно-следственных связей. Именно функциональная диагностика, связанная с внутренними и внешними возмущениями, ошибками в управлении, с межсистемным обменом информацией, обеспечивает качественную оценку работоспособности образца КТ в целом. Трудности указанного диагностирования обусловлены необходимостью непрерывного моделирования состояния объекта, хранения большого объёма информации, учёта множества различных факторов, что превышает возможности лиц, принимающих решение.

Таким образом, диагностические системы состояний объектов КТ должны строиться по архитектуре, основанной на знаниях и отражающей, в том числе, логику взаимодействия систем изделия при автоматическом и ручном управлении и возможных внешних возмущениях.

2. Архитектура информационно-диагностических систем

Информационно-диагностические системы могут быть разработаны в виде экспертных систем (Кудрявцев С.В., Розовенко В.М., 2021), которые базируются на знаниях (рисунок 1).

В ряде случаев, при формализации знаний экспертов, возникает необходимость использования нечётких категорий. Так, задачи диагностирования состояния образцов КТ, решаемые строгими процедурами по результатам испытаний, могут быть дополнены экспертными оценками технического состояния с применением теории нечётких множеств. Концепция нечётких множеств позволяет учитывать априорные и эвристические знания, трудноформализуемые факторы в виде опыта и интуиции лиц, принимающих решения.

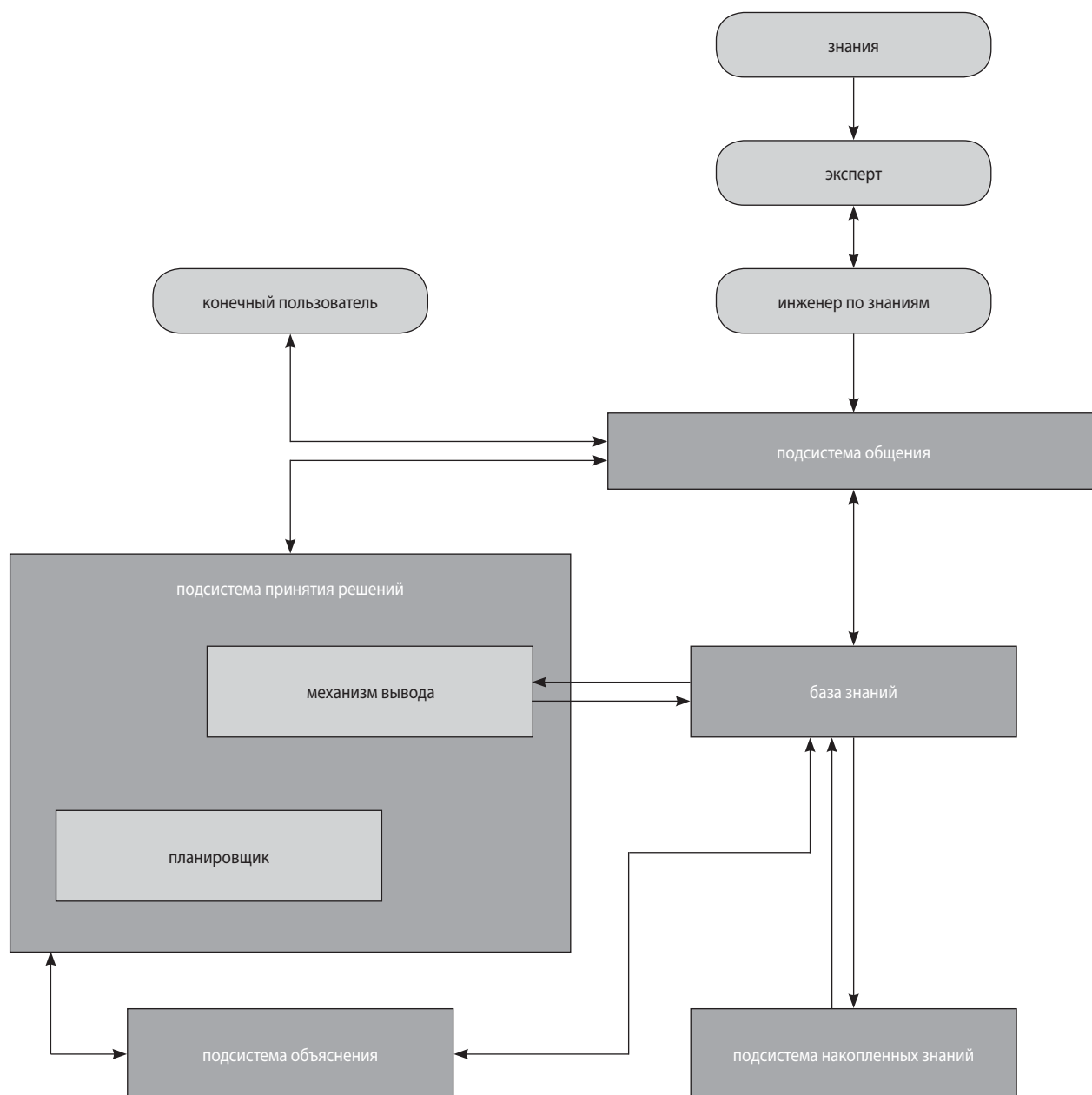


рисунок 1. Общая структура ИДС на базе экспертной системы

Таким образом, для комплексного решения вопроса диагностирования состояния КТ возможно применение модели нечёткой системы, сочетающей различные модели и алгоритмы, априорные и апостериорные статистические данные, эвристические способы принятия эффективных решений в условиях случайных событий и неопределенности.

Типовая архитектура ИДС с использованием модели нечёткой системы представлена на рисунке 2. Особенностью архитектуры является наличие блока обработки лингвистических значений и нечёткой арифметики в типичной схеме экспертных систем с наличием двух областей памяти: базы знаний (БЗ) и рабочей области (РО).

3. Идеология построения ИДС с использованием модели нечёткой системы

Выбор алгоритмов программного обеспечения ИДС обусловлен спецификой предметной области. Предметная область комплексных наземных испытаний КТ определяется программами, методиками и инструкциями по выполнению конкретного перечня работ.

Анализ испытательных работ, выполняемых на АО «НПО Лавочкина», показывает, что оценки параметров состояния объекта могут иметь как фиксированные количественные, так и качественные зна-

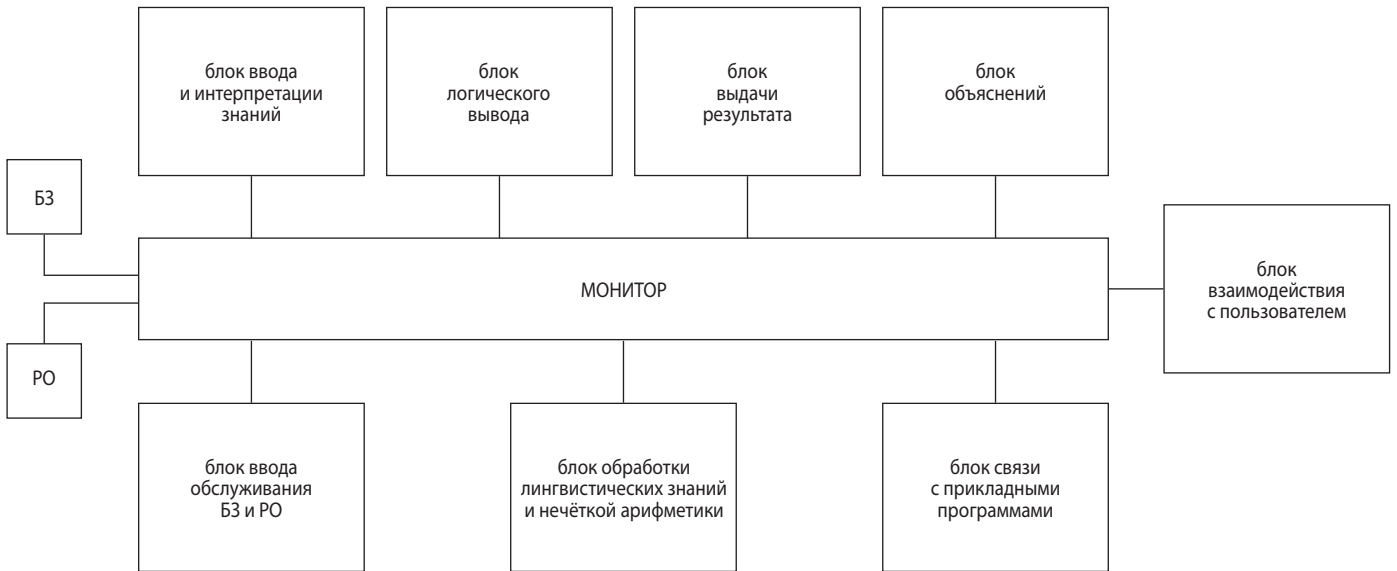


рисунок 2. Типовая архитектура ИДС на основе модели нечёткой системы

чения. Качественные оценки могут задаваться в виде лингвистических термов: мало, много, средне и т.д.

Язык представления знаний может быть оформлен в виде продукционной сети, которая определяется синтаксической диаграммой (рисунок 3). В синтаксической диаграмме часть, заключенная между словами «ЕСЛИ» и «ТО» называется посылкой правила, а часть после «ТО» – следствием правила.

В ходе испытаний (автономных, комплексных) осуществляется оценка большого количества функциональных параметров на соответствие режимов функционирования различных систем объекта заданным требованиям. Вся совокупность оцениваемых параметров подразделяется на группы, соответствующие системам изделия: электрической, пневмовакуумной, гидравлической, топливной и др.

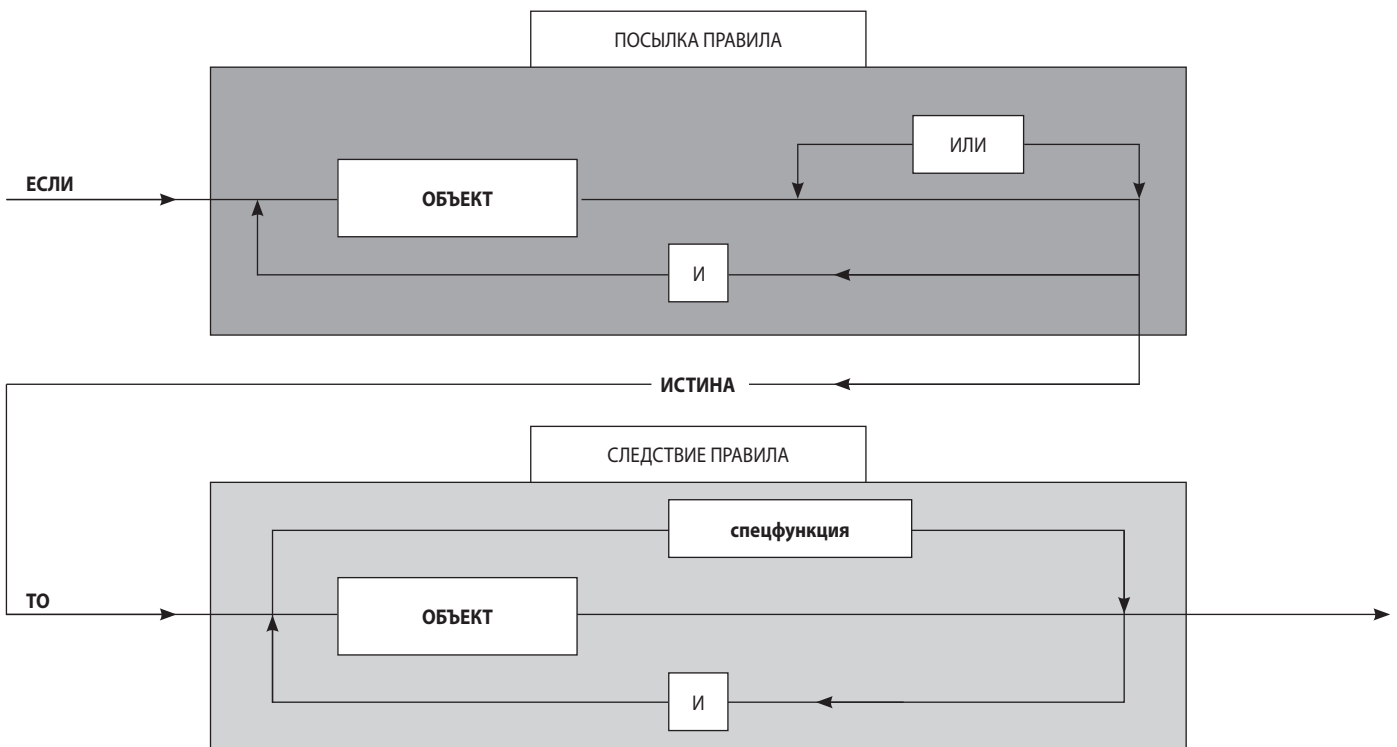


рисунок 3. Синтаксическая диаграмма

К ВОПРОСУ СОЗДАНИЯ ИНФОРМАЦИОННО-ДИАГНОСТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ОБРАЗЦОВ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

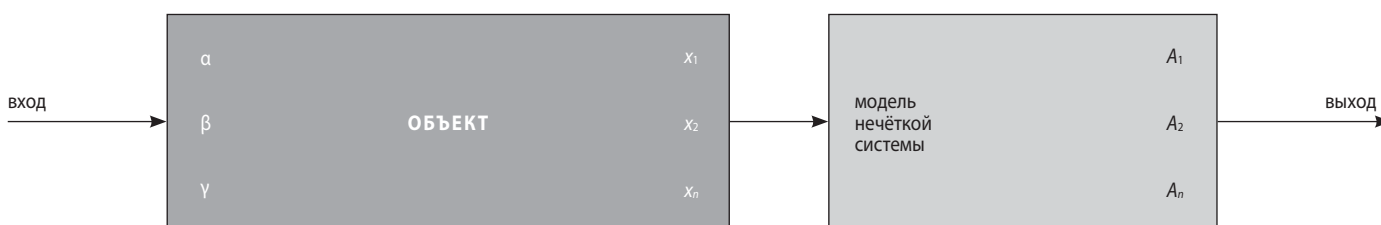


рисунок 4. Схема технологического процесса оценки технического состояния объекта

На вход испытываемого образца КТ поступают заданные тестовые сигналы в виде параметров α , β , γ (рисунок 4). На выходе формируются целевые параметры, которые задаются экспертами в виде лингвистических переменных. После преобразований в модели нечёткой системы формируются функции принадлежности обобщенных характеристик, описывающих состояние как отдельных элементов и систем, так и изделия КТ в целом.

4. Алгоритм модели нечёткой системы

Элементы множества A рассматриваются как лингвистические переменные, которые могут быть описаны в виде нечётких множеств:

$$A = \{\mu_A(x)/x\},$$

где $\mu_A(x)$ – характеристическая функция (функция принадлежности, принимающая значение 1, если x (элемент множества A) полностью удовлетворяет заданному требованию, и 0 – в противном случае, а также значения в некотором вполне упорядоченном множестве $M=[0, 1]$).

Для формирования алгоритма оценки уровня технического состояния изделия в соответствии с методическими указаниями специалистами определяются области изменения каждого выходного параметра x . На основе опроса экспертов формируются термножества для каждого параметра из совокупности набора x , например:

x_1 (температура)=ниже нормы+норма+выше нормы;
 x_2 (давление)=низкое+среднее(норма)+высокое.

Значения x , полученные в ходе испытаний, являются входными параметрами для модели нечёткой системы. Допустимая область изменения значений уровня технического состояния системы и изделия в целом A также формируется с помощью экспертного опроса на основе практического опыта испытаний КТ или моделирования. Полученные данные оформляются в виде таблицы.

На следующем этапе строится набор логических правил, описывающих технологический процесс проверки параметров систем образца КТ в виде:

если $x=N$, то $A=M$.

В соответствии с правилом Л. Заде (Кофман А., 1982) осуществляется композиция нечётких отношений для отдельной системы и изделия КТ в целом. При этом функции принадлежности могут быть сформированы в виде треугольника или трапеции (Кудрявцев С.В., Розовенко В.М., 2022).

Интегральные нечёткие оценки могут быть преобразованы с применением математических методов (методы Чью – Парка, Чанга, Джейна, Дюбуа – Прада) в количественные значения, по которым устанавливаются динамика и допустимые отклонения технических характеристик отдельных систем и изделия в целом.

таблица – Носители нечётких множеств лингвистических переменных оцениваемых параметров объекта

наименование лингвистической переменной	термы	носитель нечёткого множества
x_1 (температура)	ниже нормы норма выше нормы	80–120 121–130 131–140
x_2 (давление)	низкое среднее высокое	2.1–2.4 2.5–2.6 2.7–2.8
A (уровень технического состояния)	низкий средний высокий	ниже 0.98 0.98–0.99 выше 0.99

ВЫВОДЫ

Рассмотренная идеология и архитектура построения ИДС отражает логику принятия решений специалистом, опирающуюся на экспертные оценки. Практический опыт экспертов в области КТ, статистика ранее выполненных исследований, заложенные в систему и формализованные в её базе знаний, а также результаты текущих проверок в сочетании с математическим моделированием процесса функционирования систем образца КТ позволяют лицам, принимающим решения при проведении испытаний, получать дополнительную информацию о техническом состоянии объекта исследования.

Дальнейшее совершенствование ИДС будет связано с развитием подсистемы пополнения знаний и совершенствованием алгоритмов обработки априорных и апостериорных данных, наращиванием возможностей системы за счёт моделирования рабочих процессов и актуализации методологии структурной идентификации параметров функционирования объектов испытаний (Ефанов В.В. и др., 2021). При этом ключевой задачей является синтез различных видов экспертных, имитационных, нейросетевых моделей, а также их сопряжение со штатными системами контроля технического состояния образца КТ в единый интеллектуальный комплекс, который в интерактивном режиме позволит лицу, принимающему решения, формировать выводы и рекомендации о необходимости продолжения (завершения) испытаний, о потребности и возможности доработок, внедрении новых технических решений и т.д.

Идеология построения ИДС может в дальнейшем быть реализована в бортовых средствах, позволяя выявлять отклонения в режимах функционирования образцов КТ, обеспечить прогноз развития потенциальных режимов функционирования и нештатных ситуаций, а также принятие своевременных управленческих действий по парированию отказов и устранению неисправностей в полёте. Указанная идеология создания ИДС может оказаться актуальной и при эксплуатации сложных наземных систем испытательного оборудования, а также технологического оборудования космодромов при периодическом тестировании технических параметров и определении их функциональной пригодности на последующем периоде эксплуатации.

Главное достоинство ИДС в том, что устанавливается связь полученных данных функционирования, знаний и опыта экспертов на различных этапах жизненного цикла изделия КТ с количественной оценкой его технического состояния. Указанная оценка в упрощённом виде может быть интерпретирована

как вероятность безопасного и надёжного функционирования изделия КТ, однако реально кластер выходных параметров и команд оператору ИДС значителен.

Ближайшее практическое применение ИДС – это повышение эффективности работы предприятий, сокращение сроков и улучшение качества испытаний, а также совершенствование навыков специалистов в области развития систем искусственного интеллекта. В перспективе ИДС может быть представлена в качестве проекта бортовой интеллектуальной системы, осуществляющей эксплуатацию образцов КТ по техническому состоянию в реальном масштабе времени.

Преимущество представленной концепции ИДС – возможность накопления знаний в виде формализованной информации, на которую ссылаются или используют в процессе логического вывода, и сохранение их длительное время. В отличие от человека объём информации в подобных разработках неограничен, что даёт дополнительный потенциал ИДС как саморазвивающейся самонастраивающейся системы к любой новой информации, взаимосвязи данных и обеспечит повышение объективности оценок и качества КТ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- ГОСТ 20911-89 Техническая диагностика. Термины и определения. М.: Стандартиформ, 2009. 9 с.
- Ефанов В.В., Теленев П.П., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В. Методологический аспект задачи структурной идентификации параметров динамической схемы космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 3. С. 44-53.
- Кофман А. Введение в теорию нечетких множеств. М.: Радио и связь, 1982. 667 с.
- Кудрявцев С.В., Розовенко В.М. К вопросу оценки технического уровня и качества изделий космической техники на основе модели нечёткой системы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 3. С. 61-67.
- Кудрявцев С.В., Розовенко В.М. Применение экспертной модели на этапах испытаний космической техники // Системный анализ, управление и навигация: 25-я Международная конференция, Евпатория, 2021. С. 100-101.
- Лоскутов А.И., Сирота С.В., Сакулин А.Н. Совершенствование с помощью экспертной системы испытаний объектов ракетно-космической техники // Проблемы управления. 2011. № 4. С. 68-73.

Статья поступила в редакцию 10.01.2023

Статья после доработки 10.01.2023

Статья принята к публикации 10.01.2023

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» принимаются статьи по космической технике и технологиям, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели).
 2. Рецензентов назначает главный редактор или по его поручению заместитель главного редактора журнала.
 3. Статьи из других организаций направляются в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя главного редактора журнала. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, рецензии.
 4. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.
 5. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи должен быть не менее 12 и не более 17 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.
 6. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности:
 - индекс УДК (слева);
 - инициалы и фамилии авторов, учёное звание и учёная степень каждого из авторов, место работы (полное название организации, страна, город), контактная информация (e-mail), заглавие статьи, краткая аннотация (5–7 строк), ключевые слова (5–6 слов) на русском языке и на английском языке;
 - основной текст;
 - список литературы.
 7. Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **A4**.
 8. Набирать текст и формулы необходимо в **MS Word**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.
 9. Формулы набираются латинским алфавитом, размер шрифта 14. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.
 10. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
 11. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц. Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц.
 12. Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть чёткими и не требовать перерисовки. Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Reg**, со **строчных букв** (кроме названий и имён).
 13. Таблицы должны быть пронумерованы, иметь краткое наименование, межстрочный интервал в наименовании таблицы одинарный, выравнивание по ширине страницы. Текст в таблице печатается со строчных букв, без полужирного начертания.
 14. После принятия статьи к публикации предоставить в электронном виде в адрес электронной почты vestnik@laspace.ru следующие файлы:
 - сформированной статьи, тип файла **.docx**;
 - рисунков, графиков, тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не более формата A4;
 - фотографий авторов, тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не менее 10×15;
 - сведений об авторах, тип файла **.docx**.В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), учёное звание, учёную степень, аспирант или соискатель учёной степени, должность, домашний и рабочий телефоны (с кодом города), мобильный (предпочтительней), адрес электронной почты.
- Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов Вы можете получить у сотрудников редакции по тел.: 8 (495) 575-55-63.

издатель

ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

научный редактор В.В. Ефанов

корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова

вёрстка А.Ю. Титова

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –

«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»

подписано в печать 07.04.2023. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 6,5 печ. л. тираж 200 экз. цена свободная

дата выхода в свет 24.04.2023

отпечатано с готового оригинал-макета в ООО «Вертола»

424030, РМЭ, г. Йошкар-Ола, ул. Мира, д. 21.

ИСТОРИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ОТЕЧЕСТВЕННЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ **ВЕНЕРЫ**

Последующие венерианские КА являются аппаратами нового поколения и запускались ракетами космического назначения «Протон-М» с разгонным блоком «ДМ».

ВЕНЕРА-9, -10

запущены в 1975 году

- впервые выведены на орбиту искусственного спутника Венеры
- получены чёрно-белые панорамы поверхности планеты в месте посадки

ВЕНЕРА-11, -12

запущены в 1978 году

- выполнен тонкий химический анализ атмосферы и облачного слоя
- измерен спектр рассеянного в атмосфере солнечного излучения
- исследованы электрические разряды в атмосфере и др.

ВЕНЕРА-13, -14

запущены в 1981 году

- получены сведения об атмосфере планеты
- получены чёрно-белые и цветные панорамные изображения окружающей местности
- взяты пробы грунта и проведён химический анализ.

ВЕНЕРА-15, -16

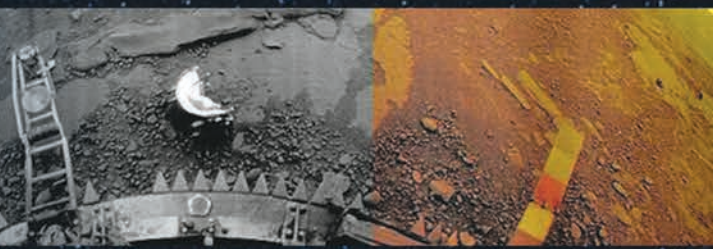
запущены в 1983 году

- проведено радиолокационное картографирование северного полушария Венеры общей площадью 115 млн. кв. км,
- построены высотный профиль поверхности вдоль трассы спутника и гипсометрическая карта снятого района

ВЕГА-1, -2

запущены в 1984 году

- продолжены контактные исследования состава грунта Венеры, определено содержание серной кислоты в облаках
- в атмосферу введены аэростатные зонды для исследования циркуляции атмосферы
- КА подлетели к комете Галлея, впервые получены изображения ядра кометы, данные по составу ядра и комы, изучено взаимодействие кометной плазмы с солнечным ветром



40 лет запуска орбитальной непилотируемой астрофизической обсерватории **АСТРОН** (запущена в 1983 году)

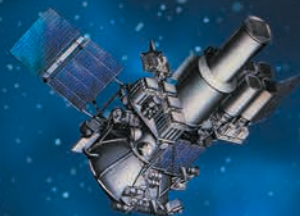


Первая отечественная автономная крупногабаритная орбитальная астрофизическая обсерватория ультрафиолетового спектра электромагнитного излучения.

На её борту был размещён также комплект рентгеновских спектрометров.

Начиная с проекта АСТРОН наша космическая программа пополнилась аппаратами для астрофизических исследований: ГРАНАТ (1989); СПЕКТР-Р (2011); СПЕКТР-РГ (2019).

На среднесрочную перспективу разрабатываются проекты СПЕКТР-УФ и СПЕКТР-М.



ГРАНАТ



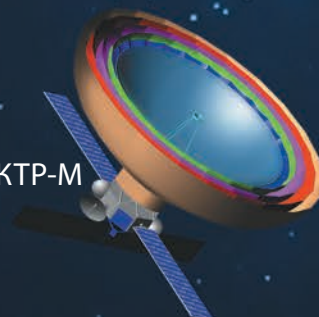
СПЕКТР-РГ



СПЕКТР-Р



СПЕКТР-УФ



СПЕКТР-М