



СОЗДАННЫЙ В ИКИ РАН КОМПЛЕКС НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ ЛУННОЙ ПОЛЯРНОЙ ОБЛАСТИ

прибор	проводимое исследование (выполняемая задача)	масса (кг)
АДРОН-ЛР	изучение элементного состава и содержания водорода в реголите методом активной нейтрон-нейтронной и нейтрон-гамма-спектроскопии; измерение радиационного фона нейтронов и гамма-лучей на лунной поверхности	
АРИЕС-Л	изучение ионной и нейтральной экзосферы Луны, исследования взаимодействия солнечного ветра с поверхностью Луны и десорбции ионов из поверхностного слоя реголита	2,46
ЛАЗМА-ЛР	прямые измерения методом лазерной масс-спектрометрии химического, элементного и изотопного состава образцов грунта, доставленных ЛМК	2,56
ЛИС-ТВ-РПМ	изучение методами инфракрасной спектроскопии минералогического состава поверхностного слоя реголита Луны и содержания в нем воды – как для раскопов ЛМК, так и за пределами рабочего поля манипулятора; стереосъёмка поверхности	2,22
ПмЛ	исследование физических характеристик лунной пылевой экзосферы и поверхностного реголита, рассеиваемого под действием микрометеоритных воздействий	1,04
СТС-Л	съёмка поверхности Луны с низкой окололунной орбиты и на этапе спуска; панорамная съёмка поверхности Луны; съёмка рабочего поля ЛМК для координатного и визуального обеспечения управления работой ЛМК; изучение пылевых явлений; отработка технологии визуального тракта системы высокоточной и безопасной посадки	6,35
лмк	проведение раскопов вблизи КА, взятие образцов лунного грунта и доставка в ЛАЗМА-ЛР; наведение ЛИС-ТВ-РПМ на объекты исследования; изучение физико-механических свойств реголита	5,87
БУНИ	коммутация электропитания, управление аппаратурой, сбор с приборов, хранение и передача телеметрической и научной информации в бортовые системы КА	2,39



1 – Панорамные камеры КАМ-О СТС-Л. 2 – две КАМ-С СТС-Л рабочей зоны манипулятора,
 3 – блок БСД СТС-Л, 4 – ЛАЗМА-ЛР, 5 – ОЧ ЛИС-ТВ-РПМ, 6 – ЛМК, 7 – АРИЕС-Л,
 8 – БУНИ, 9 – блок УС ПмЛ, 10 – АДРОН-ЛР

KOCMOHABTNKA // PAKETOCTPOEHNE	
СОДА С Р Ж А Н И С Клименко Н.Н. Смена парадигмы: создание и применение псевдокосмических аппаратов как составная часть «новой космической революции» и «новой беспилотной революции»	2 К З С Ч
Коррекции эксцентриситета геостационарной оройты при удержании космического аппарата в заданной точке «стояния»	Č č k k Č
К вопросу создания термомеханического привода раскрытия трансформируемых крупногабаритных космических конструкций	С к
конструкций при бросковых испытаниях космических аппаратов	F a c a
Шульга В.М., Шевченко С.Н., Николаев А.В., Кулаков С.Н., Кывыржик В.П. Экспериментальные исследования сохранности метрологических характеристик весоизмерительных устройств на заправочно-нейтрализационной станции космодрома Восточный	K Č Č Č
Пономарев К.Е., Стрельников И.В., Антонов А.А. Перспективы внедрения послесварочной вибрационной обработки в ответственных сварных конструкциях посадки	
Дёмин Д.С., Макаров В.П., Самойлов С.Ю., Петров А.С. Современные зарубежные системы мини- и микроспутниковых космических миссий радиолокаторов с синтезированной апертурой	ч
Сеньшина Т.А., Холяков А.Е., Панин Ю.В., Борщев Ю.П. Обзор применения аддитивных технологий в тепловых агрегатах с фазопереходными процессами и пути совершенствования их конструкции на основе этих технологий	
фольговых для космических аппаратов	
 (РИНЦ), размещаемую на платформе НАУЧНОИ ЭЛЕКТРОННОИ 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 	3
 статьи журнала и треоования к оформлению представленных авторами рукописеи приведены на сайте журнала http://www.vestnik.laspace.ru подписной индекс 37156 в каталоге периодических изданий «Газеты и журналы» 000 ГК «УРАЛ-ПРЕСС» © АО «НПО ЛАВОЧКИНА» © авторы статей 	
ежеквартальный научно-технический журнал издаётся с 2009 года	

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



лавный редактор – Х.Ж. Карчаев С.Э.Н. аместитель главного редактора – В.В. Ефанов Э.т.н., профессор редакционная коллегия ил. СХ СССР, России В.М. Давыдов К.А. Занин).т.н. Д.А. Кузнецов Э.т.н. А.А. Моишеев с.т.н. И.В. Москатиньев с.т.н А.Е. Назаров).т.н. П.В. Федоркин Э.т.н. В.С. Финченко А.Е. Ширшаков с.т.н.

редакционный совет

академик РАН	О.М. Алифанов
д.фм.н., профессор	В.В. Асмус
академик РАН	Л.М. Зелёный
К.М.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., профессор	В.В. Хартов
д.т.н., профессор	Е.Н. Хохлачев
д.т.н., профессор	С.Н. Шевченко
члкорр. РАН	Б.М. Шустов

журнал является рецензируемым изданием

и 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.





July-S	eptember	
chief editor – c.sc. (ec.) deputy chief editor – d.eng., professor	Kh.Zh. Karchayev V.V. Efanov	tableofcontentsKlimenko N.N.Paradigm shift: development and deployment of high altitude pseudosatellites as a complementary part of «new space revolution» and «new drone revolution»
e d i t o r i a l member of UA USSR, URA	board V.M. Davydov	Nazarov A.E. Corrections of geostationary orbit eccentricity during keeping the spacecraft at a target point of location
a.eng. d.eng c.sc. (eng.) c.sc. (eng.)	K.A. Zanin D.A. Kuznetsov A.A. Moisheev I.V. Moskatiniev	MOZZNUKNIN M.E., Kotiyarov E.Yu., Luznenkov V.V. Development and application of a thermal mathematical model of the Fregat SUM-1 upper stage, equipped with a modified control system and one instrument compartment
d.eng.	A.E. Nazarov P.V. Fedorkin V.S. Finchenko	On the issue of development of a thermomechanical actuator for deployment of large transformable space structures
c.sc. (eng.)	A.E. Shirshakov	MISNIN YU.N., Zashchirinsky S.A., Novichkov V.M. Measurements of stress-strain state parameters of structures during spacecraft drop tests
e d i t o r i a l academician RAN doctor of physical an sciences, professor academician RAN	council O.M. Alifanov d mathematical V.V. Asmus L.M. Zelenyi	Sorin A.P., Fedorova L.A., Gorsnkov L.K., Uknanov I.G. On the modes of planar motion of space robot with amorphous features
c.sc. (eng.) d.eng., professor academician RAN d.eng., professor academician RAN	E.N. Kuzin A.A. Lyubomudrov M.Y. Marov Y.A. Matveev G.A. Popov	the Vostochny cosmodrome
d.eng., professor d.eng., professor d.eng., professor corresponding member RAN	V.V. Khartov E.N. Khokhlachev S.N. Shevchenko B.M. Shustov	aperture radar missions
d.eng., professor d.eng., professor corresponding member RAN the journal is a reviewed publication f o u n d e r «LAVOCHKIN ASSOCIATION, JSC»		 heaters for the spacecrafts
the journal is in Federal for telecommu	registered Service nications and	000 GK «URAL-PRESS» © «LAVOCHKIN ASSOCIATION, JSC» © article writers
mass media address of the the publisher is the editori certificate ПИ N dated Februa	founder and the same as of al office. ФС 77-72311 ry 01, 2018	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@LASPACE.RU

internet: http://WWW.VESTNIK.LASPACE.RU

PARADIGM SHIFT: DEVELOPMENT AND DEPLOYMENT OF HIGH ALTITUDE PSEUDOSATELLITES AS A COMPLEMENTARY PART OF «NEW SPACE REVOLUTION» AND «NEW DRONE REVOLUTION»



H.H. Клименко¹, кандидат технических наук, klimenkonn@laspace.ru; **N.N. Klimenko**

Успешное применение беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) в современных боевых действиях рассматривалось как революция в военном деле. Однако события последних лет обнажили их сильную уязвимость к воздействию интегрированных систем противовоздушной обороны (ПВО) и радиоэлектронной борьбы (РЭБ), что привело к переоценке их возможностей по решению в полном объёме не только стратегических и оперативных, но и тактических задач. Как БПЛА, так и космические аппараты (КА) оказались неспособными обеспечить целеуказания высокоточного оружия большой дальности (ВТО БД), так как они не могут постоянно и непрерывно находиться над районами особого внимания в глубине территории противника. Указанные требования могут быть обеспечены за счёт применения высотных псевдокосмических аппаратов (ПКА) с длительным нахождением в полёте, способных барражировать и «зависать» Due to successful application of UAVs/drones in modern warfare they were often regarded as revolutionizing modern warfare. But the events in recent years revealed their high vulnerability to integrated air defense and electronic warfare systems and leads to reevaluation of their capability to perform in full not only strategic and operational missions, but tactical, as well. Both UAVs and satellites turn out incapable to provide targeting of long range precision weapons as they can't maintain persistent station keeping over areas of interest deep in adversary's territory. These specified requirements may be provided by high altitude long enduring HAPS capable to loiter and dwell over adversary's territory

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

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

над территорией противника в течение продолжительного времени и функционировать в режиме «неморгающего глаза». Для устранения пробелов в возможностях воздушно-космических средств в статье предлагается комплементарное объединение КА, ПКА и БПЛА в «слоёную» мультиинформационную систему воздушнокосмического базирования.

Ключевые слова: космический аппарат; псевдокосмический аппарат; беспилотный летательный аппарат; ПВО; РЭБ; наблюдение; мультиинформационная система.

DOI: 10.26162/LS.2023.61.3.001

За последние десятилетия наблюдается существенный прогресс в создании и применении ПКА – стратосферных БПЛА, работающих, как и традиционные КА, на солнечной энергии, и функционирующих на атмосферной орбите в ближнем космосе на высоте 18000-25000 м (ближний космос определяют как пространство, малодоступное для традиционных летательных и космических аппаратов, на высотах 20-100 км). Создание ПКА имеет целью обеспечение длительного непрерывного нахождения над заданным районом в течение недель и даже нескольких месяцев и реализацию режима геостационарного наблюдения, связи и навигации в локальном районе. Несмотря на ограничения по массе и энергопотреблению полезной нагрузки ПКА оснащаются радиолокатором с синтезированной апертурой (РСА), в том числе с режимом селекции подвижных целей (СДЦ), оптико-электронными комплексами с возможностью инфракрасной и гиперспектральной съёмки, бортовой аппаратурой радиоэлектронного наблюдения (РЭН), обладающими высокими тактико-техническими характеристиками. ПКА также могут оснащаться бортовой аппаратурой связи и ретрансляции данных и объединяться в системы ретрансляции информации с ПКА, оснащённых аппаратурой наблюдения, на наземные комплексы приёма и обработки. При этом связные и навигационные ПКА менее подвержены воздействию организованных помех по сравнению с существующими средствами. ПКА характеризуются низкой ЭПР и, как следствие, малозаметностью для средств ПВО, а их нахождение на атмосферной орбите на удалении не менее 20000-30000 м от средств ПВО практически исключает возможность их поражения даже при обнаружении, например, по излучению РСА (Клименко Н.Н. Псевдокосмические аппараты..., 2017; Псевдоспутники для псевдокосмоса: в ожидании высотной революfor a long time and to operate in «unblinking eye» mode. To bridge the aforementioned gap in overhead capabilities the article suggests complementary combining of satellites, HAPS and UAVs in «layered» air and space borne multiintelligence system.

Key words: satellite; pseudo-satellite (HAPS); unmanned air vehicle (UAV); air defense; electronic warfare; surveillance; multiintelligence system.

ции). Этим ПКА резко отличаются от традиционных БПЛА различных классов, подверженных активному воздействию средств ПВО и РЭБ, существенно снижающему результативность их применения по целевому назначению как в тактической зоне, так и в оперативной глубине.

ПКА превосходят даже такие БПЛА, как RQ-4 Global Hawk по длительности и дальности беспосадочного полёта, поскольку не зависят от запаса горючего, используют солнечную энергию и/или энергию топливных элементов на жидком водороде и могут вести систематический мультиинформационный мониторинг оперативной обстановки как в тактической зоне, так и в оперативной глубине. По сравнению с КА на геостационарной орбите достигается выигрыш в энергетическом потенциале радиолинии более чем на 30 дБ, а по сравнению с низкоорбитальными КА - на 15 дБ без ограничения на длительность радио- и визуального контакта. При этом потенциально может быть обеспечена съёмка земной поверхности с разрешением 15-20 см, что сопоставимо с возможностями супердорогого КА оптикоэлектронного наблюдения (ОЭН) КН-11.

В то же время общеизвестно, что низкоорбитальные КА находятся над заданным районом в течение сравнительно непродолжительного и прогнозируемого времени с периодичностью от нескольких десятков минут до нескольких часов и даже суток в зависимости от состава орбитальной группировки. При съёмке с высоким разрешением не обеспечивается съёмка всего локального района и, как следствие, данные об оперативной обстановке получаются либо с задержкой, либо в ограниченном объёме. Прогнозируемый характер пролёта низкоорбитальных КА над заданными районами при ограничениях на производительность съёмки на пролёте приводит к снижению достоверности результатов наблюдения при интенсивном применении мер по введению в заблуждение и маскировке, прежде всего в отношении оружия большой дальности и средств ПВО.

Отмеченные особенности давно уже стали хрестоматийными и обусловлены фундаментальными кеплеровскими законами движения КА на орбите. При мультиинформационном квазистационарном применении ПКА указанные проблемы в значительной мере нивелируются, а при их совместном скоординированном применении с КА может достигаться синергетический эффект разными способами. Так, например, средствами КА могут выявляться изменения в оперативной обстановке путём площадной съёмки со средним и даже низким разрешением для последующего наведения ПКА для длительного мониторинга этих районов в объектовом режиме с высоким разрешением. В то же время ПКА, оснащённые РСА и аппаратурой РЭН, способны выявлять подвижные и замаскированные объекты, а также РЭС с низким уровнем излучения и выдавать эти данные для наведения КА, способных произвести съёмку соответствующих локальных районов с большим захватом. Подобные скоординированные мультиинформационные способы применения КА и ПКА смогут обеспечить своевременные и достоверные данные для целеуказания ВТО БД по объектам, в том числе подвижным, на всю оперативную глубину, т.е. решать задачу, недоступную традиционным БПЛА и пилотируемой авиации в условиях организации интегрированной системы ПВО и РЭБ.

Целенаправленное использование результатов постоянного мониторинга объектовой обстановки в тактической зоне, полученных средствами ПКА, для наведения традиционных БПЛА повысит эффективность их применения для задач информационного обеспечения оружия большой дальности. Стоимость комплексов ПКА, включая наземную инфраструктуру для их эксплуатации, несоизмеримо ниже стоимости традиционных КА, а также таких высотных и средневысотных БПЛА, как RQ-4 Global Hawk, MQ-9 Reaper, MQ-4C Triton с достаточно большой, но значительно уступающей ПКА длительностью беспосадочного полёта.

Общие сведения о состоянии работ в области создания и применения ПКА в 2000-х годах в интересах военных потребителей приведены в (*Клименко Н.Н.* Псевдокосмические аппараты..., 2017; Псевдоспутники для псевдокосмоса: в ожидании высотной революции).

Работы в области ПКА рассматривались длительное время как перспективное инновационное направление создания воздушно-космической техники, занимающее промежуточное положение и заполняющее нишу оперативно-технических возможностей между традиционными КА и БПЛА. Однако целенаправленному, обеспеченному реальными заказами развитию и внедрению ПКА в оперативное использование препятствовал ряд неблагоприятных объективных и субъективных факторов:

- технологическая неготовность к практическому применению по целевому назначению, незавершённость экспериментальной отработки и лётных испытаний;
- аварийность экспериментальных ПКА на этапах выведения в стратосферу и посадки в зоне повышенной турбулентности атмосферы на высотах около 15000 м;
- сложность обеспечения длительного беспосадочного полёта в северных широтах;
- непонимание потенциальной роли и места ПКА в перспективной системе информационного обеспечения военных действий и, нередко недоверие к возможностям подобных футуристических проектов.

Рассмотренные выше проблемные вопросы достаточно успешно решаются: об этом свидетельствуют соответствующие достижения в области обеспечения прочности и аэроэластичности конструкций, создания высокоэффективных фотоэлектрических преобразователей, а также аккумуляторных батарей и топливных элементов на жидком водороде, объединение которых в гибридную систему электроснабжения позволяет компенсировать дефицит солнечного света в высоких широтах и в зимнее время. Особо следует отметить разработку специально для применения в ПКА маломасогабаритных мультиинформационных полезных нагрузок с низким энергопотреблением.

Существенным определяющим фактором, сдерживающим развитие и применение ПКА, стало интенсивное развитие так называемых коммерческих мультиинформационных малых КА ДЗЗ и их эффективное проникновение за рубежом в сферу информационного обеспечения группировок войск и оружия в районах с повышенной нестабильностью. При этом дефицит космической информации в тактическом звене успешно покрывался самолётами типа Е-8С JSTARS, U-2R/TR, RC-135 Rivet Joint, RF-5E Tiger Еуе, а также использованием БПЛА: от больших БПЛА типа RQ-4 Global Hawk, MQ-9 Reaper до малых БПЛА типа квадрокоптер. Такое положение в области информационного обеспечения военных действий сложилось за почти 30-летний период после завершения первой «космической войны» в зоне Персидского залива. Этот период получил название «эпохи стратегического затишья», когда боевые действия велись с подавляющим военно-техническим превосходством одной из сторон, как правило, против иррегулярных формирований, не обладающих равноценным потенциалом в средствах ПВО,

контрбатарейной борьбы, а также в авиации и ракетно-артиллерийском высокоточном оружии большой дальности.

В 2020-е годы фактически возобновилось военнополитическое и военное противоборство ведущих государств, обладающих примерным паритетом в области вооружения. Стало очевидным, что преимущество в этом противостоянии будет за тем, кто будет иметь превосходство в информационном потенциале для преодоления оборонительных эшелонов и последующего нанесения решающего высокоточного удара по объектам критической инфраструктуры на всю глубину проведения так называемой мультидоменной операции с применением оружия (в том числе и гиперзвукового) большой дальности.

Сегодня, по существу, подведена «черта» под эпохой «стратегического затишья», зарождаются новые тенденции в области вооружения и военной техники (ВВТ) и средств информационного обеспечения боевых действий, которые могут привести к смене парадигмы в вооружённой борьбе уже в недалёком будущем. Военные эксперты отмечают (Впервые с 1945-го года: какие военные уроки преподнесла СВО), что впервые после завершения Второй мировой войны боевые действия будут вестись примерно равными по оснащению ВВТ противоборствующими сторонами. При чём для решения задач информационного обеспечения применяют, как правило, сравнительно ограниченные группировки КА и многочисленные флоты недорогостоящих простых БПЛА, используемых для решения целевых задач. Вместе с тем, необходимо отметить, что в условиях применения интегрированных систем ПВО, РЭБ и контрбатарейной борьбы для исключения гарантированной потери дорогостоящих высокоэффективных средств авиационного наблюдения, как пилотируемых, так и беспилотных, их использование допускается только в воздушном пространстве вне зоны ведения боевых действий. С целью восполнения этих утерянных возможностей и их наращивания на максимально возможную глубину в США сформирована и реализуется так называемая национальная архитектура КА военного назначения (NDSA- National Defense Satellite Architecture), впоследствии переименованная в расширенную космическую архитектуру обеспечения боевых действий (PSWA – Prolifirated Warfighter Space Architecture) (Boudroaux T. SDA overview; Transport Tranche 0 overview – Amazon AWS).

Такая многослойная космическая архитектура будет включать перспективную гибридную космическую систему ОЭН и радиолокационного наблюдения (РЛН) на базе усовершенствованных КА типа КН-11 и FIA TOPAZ и многочисленной ОГ малых космических аппаратов (МКА), создаваемых на основе коммерческих аналогов (NRO develops integrated hybrid satellite architecture; NRO wants to integrate AI, ML into large constellation of small satellites), а также многоспутниковую систему связи и ретрансляции, обеспечивающую доведение данных от КА наблюдения до сил и средств огневого поражения большой дальности на театре военных действий (ТВД) в масштабе времени, близком к реальному. При этом продолжится усиленное насыщение тактических подразделений недорогостоящими БПЛА. Такие БПЛА могут эффективно применяться для решения многочисленных задач: сопровождение выдвижения войск и колонн автобронетехники, обнаружение и доразведка целей в тактической глубине, корректировка результатов огневого поражения, сопровождение штурмовых отрядов, обнаружение засад и укреплённых сооружений в населённых пунктах, слежение за сменой позиций артиллерии и средств ПВО в тактической зоне и др. Важнейшим результатом применения таких БПЛА во взаимодействии с системами контрбатарейной борьбы является сокращение временного цикла от обнаружения цели до её поражения. Применение БПЛА в тактической зоне повышает точность огневого поражения, снижая расход боеприпасов, а возможность получения достоверной визуальной оценки оперативной обстановки в районах особого внимания способствует снижению потерь как в наступлении, так и в обороне.

Массированное и, как представляется, результативное применение БПЛА в ходе вооружённых конфликтов последних лет привело к формированию устойчивого вывода об их решающей роли в достижении целей вооружённого противостояния. И если новые процессы в области формирования перспективной космической архитектуры считают результатом «новой космической революции» (Клименко Н.Н. Новая космическая революция..., 2017), то и результаты успешного применения БПЛА в ходе локальных вооружённых конфликтов в Афганистане, Ливии, Сирии, Нагорном Карабахе в определённых кругах трактуются как «новая беспилотная революция». Правомерность такой трактовки не вызывает отторжения: действительно БПЛА выступают как мощный мультипликатор боевого потенциала. «Новая беспилотная революция», как и «новая космическая революция», безусловно окажет и уже начинает оказывать влияние на формирование военно-технической политики ведущих стран, предусматривающей новые инновационные проекты в области систем информационного обеспечения боевых действий. К этой проблеме приковано пристальное внимание широкого круга военных и технических экспертов как у нас в стране, так и за рубежом. Предпринимаются попытки критического объективного анализа результатов вооружённых конфликтов последних лет с целью формирования перспективных направлений военно-технической мысли и конкретных предложений в области создания и применения перспективных средств воздушно-космического наблюдения (*Why drones have not revolutionized war*; Air *defense and limits of drone technology; Air denials...*).

Представляется целесообразным проанализировать роль и место применяемых в настоящее время БПЛА, попытавшись на основе реальных фактов и статистики их применения ответить на следующие вопросы:

- соответствуют ли возможности БПЛА уровню требований по информационному обеспечению высокоточного оружия большой дальности в полном объёме, достаточна ли для этого организация массового производства недорогих БПЛА?
- какова актуальность и востребованность мультиинформационных ПКА; существуют ли иные подходы к заполнение информационной бреши в информационном обеспечении ВТО БД, образующейся при применении ограниченной группировки КА и традиционных БПЛА; насколько приемлемо «зеркальное» копирование зарубежного опыта в этой области?

Чтобы не иметь иллюзий относительно возможности решения затронутых проблем на основе положительного прошлого опыта применения БПЛА, обратимся к некоторым фактам и выводам из ни, тем более, что сейчас происходит уточнение и даже в ряде случаев радикальный пересмотр роли БПЛА как со стороны зарубежных, так и отечественных военных экспертов. Так, по оценке зарубежных экспертов (Zabrodskyi M., Watling J. et al., 2022) 90% БПЛА, применяемых в ходе военных действий, уничтожается. Средний срок активного существования «коптеров» - три полёта, средний срок активного существования БПЛА самолётного типа – до шести полётов. Однако даже в рамках срока активного существования БПЛА не всегда выполняют поставленные целевые задачи в полном объёме. Так, зачастую запрет на выход на излучение бортовой аппаратуры передачи данных приводит к недопустимой задержке получения данных о целях, которые за это время меняли свои позиции. Систематически осуществляются «пустые» полёты, когда цель не обнаруживается вследствие сбоя навигационного комплекса под воздействием средств РЭБ. Кроме того, систематически уничтожаются пункты управления БПЛА. В результате только треть полётов завершается результативно. Ситуация усугубляется при применении так называемых антидронных средств обнаружения и поражения БПЛА.

К аналогичным выводам приходят и отечественные эксперты (Заметки по анализу военной операции на Украине). Отмечается, что востребованность БПЛА и прежде всего коптеров, преимущественно обусловлена их успешным применением в условиях позиционного характера боевых действий на глубину от 5...10 км до 30...50 км при маломеняющейся линии боевого соприкосновения. При этом ограниченные возможности БПЛА в условиях априорной неопределённости относительно местонахождения целей компенсируются их совместным применением с комплексами контрбатарейной борьбы. Прогнозируется, что при переходе к манёвренным боевым действия на сравнительно больших площадях и при проведении наступательных операций применение БПЛА будет ограничено.

Для эффективного информационного обеспечения группировки войск оружия и, прежде всего, ВТО БД, в наступательной операции потребуются средства наблюдения типа ПКА, оснащённые аппаратурой РСА/ СДЦ, ОЭН/ инфракрасной съёмки (ИК)/ гиперспектральной съёмки (ГСС), РЭН, инфракрасная и способных длительное время непрерывно обеспечивать обнаружение и слежение в режиме «неморгающего глаза» за критическими по времени подвижными объектами, рассредоточенными по всей площади боевых действий. Для минимизации временного цикла от обнаружения и распознавания объекта до доведения добытых данных до потребителей представляется целесообразным развёртывание ретрансляционной сети на базе нескольких ПКА-ретрансляторов, а также организация скоординированного по месту, времени и задачам применения ПКА, оснащённых разнородной аппаратурой наблюдения, по единому замыслу Мультиинформационный мониторинг критически важных объектов имеет также целью селекцию реальных объектов поражения на фоне ложных объектов, замаскированных объектов и преодоление других мер по введению в заблуждение. Особенно важно такое применение ПКА для обнаружения и последующего подавления комплексов ПВО, препятствующих завоеванию превосходства в воздухе. Их применение осуществляется способом shoot-andscoot (выстрелил и скрылся) с кратковременным выходом РЛС на излучение с последующей сменой позиции вне зоны поражения авиации. Для подавления комплексов ПВО в этом случае требуется постоянный непрерывный мониторинг источников радиоизлучений (РЛС и радиосвязных средств) в оперативной глубине и по всей площади боевых действий. При этом из всех рассматриваемых средств наблюдения – КА, ПКА, БПЛА – только ПКА РЭН обладают потенциальной возможностью своевременного обнаружения и выдачи данных для целеуказания авиации и другим средствам поражения.

Особо эксперты отмечают дефицит информации, добываемой КА и БПЛА, для решения задач по воспрепятствованию мероприятий, проводимых в глубине территории противника (Эксперт назвал основную проблему, из-за которой ВС РФ не уничтожают подвоз западной техники ВСУ). Для систематического воздействия по критическим по времени объектам требуется достоверная и оперативная выдача данных ВТО БД как по подвижным, так и по стационарным объектам с изменяемой обстановкой в местах их временного хранения. По оценке, выдача данных для целеуказания должна осуществляться, как известно, с максимально возможной оперативностью относительно момента обнаружения и идентификации указанных объектов (Леонков заявил, что разведка не позволяет ВС РФ уничтожать подвоз западной техники). Отметим, что идентификация стационарных объектов временного хранения ВВТ возможна путём установления ввоза/вывоза габаритных грузов, т.е. также требуется решение задачи мониторинга подвижных объектов и маршрутов их передвижения. Для решения этих задач требуется организация постоянного непрерывного мониторинга практически всей территории противника с учётом применения изощрённых методов маскировки и введения в заблуждение. Применение интегрированной системы ПВО, включая многочисленные ПЗРК в боевых порядках, а также специализированных средств противодействия БПЛА приводит к фактическому ограничению дальности применения БПЛА на глубину свыше 50 км от линии боевого соприкосновения. Пролёты КА, как известно, прогнозируются,

а возможности КА ОЭН по съёмке стационарных объектов на пролёте ограничены временем нахождения над территорией противника и скоростью перенацеливания с объекта на объект. При отсутствии в составе группировки КА с РСА с режимом СДЦ ограничены возможности выявлять подвижные объекты в широкой полосе с последующим наведением КА ОЭН высокого разрешения. Отметим, что за рубежом в силу отмеченного обстоятельства принято решение отказаться от дальнейшего использования самолётов E-8C JSTARS с радиолокатором с СДЦ и развёрнуты работы по созданию КА РЛН с СДЦ для их замены. Отсюда следует вывод: для эффективного применения ВТО БД для поражения объектов в глубине территории противника необходимо дополнить систему информационного обеспечения средствами, способными «зависать» на длительное время над районами особого внимания в глубине территории противника и осуществлять мониторинг потенциальных целей ВТО БД в режиме «неморгающего глаза».

Зарубежные военные специалисты уже пришли к выводу о необходимости создания принципиально новой системы информационного обеспечения ВТО БД, реализуя отмеченную выше концепцию создания PSWA, в основе которой развёртывание и поддержание беспрецедентной по количественному составу группировки КА наблюдения, ретрансляции и навигации нового поколения. Реализация такой масштабной, технологически сложной и высокой по стоимости концепции может оказаться не под силу даже США, несмотря на привлечение союзников



рисунок 1. ПКА Zephyr в сборочном цехе

и стран-партнёров, которым взамен предлагается «космический зонтик» по аналогии с предоставлением «ядерного зонтика». В результате программу создания PSWA может постигнуть судьба пресловутой программы СОИ. Развёртывание орбитальной группировки в рамках концепции PSWA – процесс длительный и трудно прогнозируемый. Поэтому в видах вооружённых сил ведётся поиск способов заполнения информационной ниши, образующейся при применении ограниченного количества КА и БПЛА в новых условиях обстановки после завершения эпохи «стратегического затишья». Дефицит тактической информации ВС США и их союзники испытывали уже в ходе предшествующих операций (Continuously available battlefield surveillance) против уступающих им противников, когда, обеспечив себе превосходство в воздухе, активно применяли тяжёлые дорогостоящие пилотируемые и беспилотные средства наблюдения. При переходе к противоборству стран с примерным паритетом в области ВВТ дефицит тактической информации, особенно по объектам в глубине территории противостоящей стороны, приводит к снижению эффективности ВТО БД. Ликвидация этого дефицита за счёт радикального наращивания ОГ КА для стран, противостоящих западной коалиции, - путь «в никуда». Заполнение этой ниши требует принятия неординарных и даже рискованных решений. Это понимают даже западные «коллеги». Поэтому за рубежом активизировались работы по созданию и испытаниям ПКА. Аэрокосмическая и оборонная промышленность ведущих стран (США, Великобритания, КНР, ФРГ, Италия) активизировала инновационные работы в направлении создания высотных малозаметных и недорогостоящих БПЛА с длительным нахождением над районами боевых действий типа ПКА. Разработкой ПКА уже заняты более 20 крупных авиакосмических и оборонных компаний. Об интенсивности и значимости этого инновационного направления создания воздушно-космической техники свидетельствует регистрация за последние три года более 170 тысяч патентов (Innovation in drones...). Так, прежде всего, в США, обладающих огромным парком авиационных средств наблюдения, пилотируемых и беспилотных, и реализующих концепцию по беспрецедентному наращиванию ОГ КА наблюдения, форсируют создание и испытания нескольких типов ПКА, в том числе, заимствуя для ускорения научно-технические заделы, имеющие лётную квалификацию, у зарубежных партнёров. Военных специалистов привлекают приведённые выше уникальные характеристики ПКА и соответствие их возможностей тем требованиям к информационному обеспечению боевых действий, необходимость в восполнении которых выявлена в ходе специальной военной операции (СВО).



рисунок 2. ПКА Astigan в полёте

В результате военные заказчики приступили к созданию и испытаниям ПКА типа ZEPHYR, Astigan, PHASA 35, Skydweller, Odysseus, Sunglider, Morning Star, Rainbow и др., а также к проведению поисковых и научно-исследовательских работ в этой области. По своей оперативной значимости и потенциальным результатам эти работы носят революционный характер и дополняют результаты «новой космической революции» и «новой беспилотной революции».

По мере достижения технологического прогресса компания Airbus Defense&Space выполнила разработку ПКА типа Zephyr (рисунок 1), впервые принятого на вооружение и применяемого по целевому назначению в Великобритании. В настоящее время компания успешно продвигает свой проект в США и в других странах. ПКА Zephyr по своим ТТХ фактически занимает нишу самолётов SR-1, U-2R и БПЛА типа Global Hawk. Возможности ПКА Zephyr, а также возможности установленного на нем РЛС SPYDER, основные способы его применения по целевому назначению детально рассмотрены в (Клименко Н.Н. Первые действующие псевдокосмические аппараты..., 2018). В 2022 году специалисты Армии США совместно с промышленностью проводили испытания ПКА на длительность беспосадочного полёта. Достигнута непрерывность полёта в течение 64 суток. Несмотря на то, что при снижении ПКА на высоте около 15000 м аппарат потерпел аварию по невыясненным причинам, военные заказчики удовлетворены результатами испытаний. Впервые получены положительные результаты при полете в международном пространстве на высоте 30000 м за пределами прямой видимости под управлением по каналам спутниковой связи с трёх наземных комплексов: Hunswille, Yuma, Farnsborough. В 2023 году планируется продолжение испытаний при полете над морской акваторией в Юго-Восточной Азии (*Zephyr – down but definitely not out*).

В Великобритании наряду с созданием ПКА типа Zephyr S и T, оснащённых бортовой аппаратурой РЛС, ОЭН и РЭН, ведутся работы по созданию



рисунок 3. ПКА Skydweller в зале испытаний

ΠΚΑ Astigan (Astigan's high-altitude pseudo-satellite brings mapmaking into 21st century) с размахом крыльев 38 м весом 149 кг для полёта на высоте 20000 м длительностью до 90 суток для картографирования и систематического обновления карт с учётом быстроменяющейся обстановки на земной поверхности, особенно в населённых пунктах. ПКА Astigan (рисунок 2) будет выполнять задачи по оперативному покрытию больших площадей и постоянного мониторинга заданных районов в течение длительного времени. Это обеспечит не только обновление карт, но и формирование банков геопространственной информации на потенциальные районы боевых действий с применением ВТО БД (Astigan's high-altitude pseudo-satellite brings mapmaking into 21st century). С этой целью ПКА Astigan оснащаются высокоточными оптико-электронными и гиперспектральными камерами.

Крайнюю заинтересованность в применении ПКА проявляют американские ВМС (*Skydweller AeroInc*; *Ministry of defense interested in unmanned solar aircraft*). До недавнего времени технические возможности не позволяли реализовать необходимый уровень постоянства мониторинга морских акваторий в зонах ответственности и применения флотов. Применение ПКА призвано обеспечить длительный постоянный мониторинг как континентальных районов особого внимания, так и морских зон особого внимания для обнаружения угроз (целей) и нацеливания корабельных средств наблюдения, а также раннее предупреждение о пуске баллистических и крылатых ракет с определением вектора их положения для наведения системы AEGIS.

Особая задача – непрерывное слежение за кораблями-носителями ОМП. Для решения этих задач могут привлекаться как ПКА, так и КА РСА. Однако КА ограничены временем нахождения над заданным районом, находясь над целью 5–10 минут на суточном витке с последующим перерывом в наблюдении, длительность которого определяется характеристиками орбитальной группировки и РСА.

В зависимости от параметров орбиты для обеспечения приемлемой периодичности наблюдения необходимо иметь в составе группировки 12-24 КА РСА, что даже при наличии современной орбитальной группировки коммерческих КА Capella 36 (Занин К.А. и др., 2022) оказывается недостаточным. Современное требования ВМС – обеспечение постоянного непрерывного мониторинга заданных районов в течение не менее пяти суток (Ministry of defense interested in unmanned solar aircraft). В то же время самые продвинутые БПЛА типа RQ-4 GLOBAL HAWK и MQ-4C TRITON могут находиться в воздухе до 30 часов и считаются эффективным средством, если их место базирования находится в пределах 800 км от наблюдаемого района при задействовании не менее трёх БПЛА в режиме ротации. Однако ПКА нового поколения способен решать соответствующие задачи более эффективно в течение не менее 10 суток независимо от удаления от береговых пунктов базирования. В связи с этим ВМС выступает заказчиком ПКА Skydweller (рисунок 3), создаваемого на базе получившего лётную квалификацию пилотируемого ПКА Solar Impulse 2 (Air defense and limits of drone technology). Такой ПКА способен «зависать» над заданным районом в течение 30 - 60 суток (а в перспективе до 90 суток) на высоте около 14000 м с полезной нагрузкой весом до 360-400 кг (US Navy's solar drone will fly 90-day missions seeing all with Palantir technology). ПКА способен осуществлять многократные перелеты в назначенные оперативные районы со скоростью 185 км/час.

ПКА Skydweller разрабатывается на смену БПЛА MQ-4C TRITON с длительностью беспосадочного полёта до 30 часов. ПКА оснащается мульти-информационной системой наблюдения, включающей бортовую аппаратуру ОЭН, РЭН и РСА/СДЦ, а также бортовой системой обработки информации на базе искусственного интеллекта, обеспечивающей обнаружение и распознавание кораблей до класса с определением параметров их движения: например, определяется, что обнаруженный корабль - китайский крейсер Туре 052, идущий в направлении юго-юговосток со скоростью 23 узла (Air defense and limits of drone technology). Такой уровень бортовой обработки обеспечивает передачу по каналам спутниковой связи небольших объёмов оперативно ценной информации. При положительных результатах испытаний планируется поставка большого количества таких ПКА для применения по всему миру.

Компания Aurora Flight Science продвигает проект мульти-информационного ПКА Odysseus (*Highaltitude pseudo-satellite (HAPS)*...), предназначенного для непрерывного, в течение не менее 90 суток, мониторинга морской обстановки, а также для ведения



рисунок 4. ПКА Odesseus на взлётно-посадочной полосе

РЭН и РЛН, в том числе в режиме СДЦ, на атмосферной орбите высотой 18000–19500 м с использованием полезной нагрузки весом до 75 кг. Основной способ применения ПКА – движение по кругу радиусом 3 км. В средних широтах длительность непрерывного полёта может достигать один год, а в северных широтах – до 6 месяцев. ПКА Odysseus – это составная часть программы VULTURE (*Клименко Н.Н.*, 2016), инициированной DARPA в 2008 году, в рамках которой планировалось создать супер ПКА с размахом крыльев 122 м, весом полезной нагрузки 454 кг и сроком активного существования на атмосферной орбите пять лет. Первая фаза проекта предполагала разработку в течение 12 месяцев предложений на конкурсной основе. На этом этапе была предложена первая версия ПКА Odysseus, в 2012 году проведена реструктуризация программы VULTURE. Дальнейшее содержание работ в открытой печати не освещается.

На рисунках 4 и 5 приведён типовой вариант применения ПКА, а также внешний вид ПКА Odesseus на взлётно-посадочной полосе.

В КНР создан и проходит испытания ПКА Qimingxing-50 (Morning Star) с размахом крыльев 50 м и высотой полёта 20000 м (рисунок 6). ПКА совершил пробный 26-минутный полёт (China's nearspace solar-powered drone that can substitute satellites makes maiden flight; China flies «quasi-satellite» in near space). Китайские специалисты отмечают, что применение традиционных КА наблюдения не всегда обеспечивает решение целевых задач вследствие ограниченного их количества в орбитальной группировке и, как следствие, дискретности и прогнозируемости времени нахождения над заданным районом в то время как ПКА способны компенсировать эти «пробелы» в военное время, в том числе, при выводе КА из строя. Перед китайскими разработчиками ПКА поставлена задача разработать долговечные конструкции, обладающие достаточными лёгкостью, жёсткостью и способностью к устойчивому полёту в условиях турбулентной атмосферы на высоте



рисунок 5. Система наблюдения и ретрансляции на базе ПКА Odesseus



рисунок 6. ПКА Morning Star во время испытаний

15000 м при выводе на атмосферную орбиту и посадке. Другая задача состоит в обеспечении достаточной грузоподъёмности и/или в снижении массы полезной нагрузки, а также в снижении энергопотребления полезной нагрузки и повышении КПД составных частей системы энергоснабжения, создании в этих целях гибких и лёгких фотоэлектрических преобразователей нового поколения. Отметим, что в КНР создаётся конкурирующий ПКА Caihong (Rainbow) с размахом крыльев 45 м для полёта на высоте 20000 м, а также



рисунок 7. ПКА разработки DLR: размещение бортовой аппаратуры в носовой части ПКА



рисунок 8. Съёмка в объектовом режиме и режиме «мозаики»



рисунок 9. Способы применения ПКА с РСА разработки DLR

ещё и один проект Qi Mingxing (Venera) с размахом крыла 20 м для полётов на высоте 20000 м. По мнению российских военных экспертов, создание такого нового класса летательных аппаратов остаётся полумаргинальной сферой деятельности, однако ведущие китайские компании и их военные заказчики вслед за американскими, британскими и немецкими компаниями настойчиво реализуют проекты создания различных ПКА для наблюдения и передачи данных. При этом в компании AVEC допускают в перспективе, что ПКА смогут стать эффективной заменой традиционных КА для решения ряда специальных задач или, по крайней мере, обеспечат непрерывность наблюдения прилегающих морских акваторий на всю глубину применения берегового ВТО БД.

Оригинальные проекты ПКА реализуются в ФРГ (Towards optimal maritime surveillance with highaltitude platforms; HAPS: potentials, applications and requirements for radar remote sensing). По заказу DLR разрабатывается ПКА для мониторинга морской обстановки. ПКА оснащается бортовой аппаратурой ОЭН и имеет следующие характеристики: размах



рисунок 10. Отображение информации о кораблях, передаваемой с ПКА DLR

крыльев 27 м, масса 138 кг, масса полезной нагрузки 5 кг. В настоящее время создан ПКА-демонстратор и проводятся его испытания. Бортовая аппаратура ОЭН размещается в носовой части (рисунок 7). Для обеспечения постоянной возможности наведения оптической оси на заданную точку камера установлена на карданном подвесе, осуществляющем отвороты по крену и тангажу на 30 градусов в обе стороны от направления в надир. Съёмка ведётся в объектовом режиме с высоким разрешением и в режиме «мозаики» (рисунок 8), предназначенном для сканирования больших площадей и автоматического обнаружения объектов (кораблей) на фоне водной поверхности с использованием технологии искусственного интеллекта. При этом в аппаратуру передачи данных выдаётся лишь аннотированная информация. Оператор в наземном центре при необходимости может извлечь полное изображение или его фрагмент. Камера с диаметром апертуры 85 мм и фокусным расстоянием 500 мм при размере пикселя 3,76 мкм обеспечивает разрешение 15-20 см с высоты 20000 м. Камера имеет размеры 640×370×340 мм и вес, включая кардан, 5 кг.

По заказу DLR также разрабатывается ПКА с РСА L- и Х-диапазонов для мониторинга морской обстановки. Как правило, ПКА с РСА применяются двумя способами, как показано на рисунке 9. РСА мощностью 50 Вт со скважностью зондирующих импульсов 20% обеспечивает разрешение не хуже 1 м в полосе 25 км с высоты 20000 м. Обнаружение кораблей с ЭПР свыше 22 кв. м возможно в полосе 100 км. В режиме СДЦ обеспечивается обнаружение объектов с минимальной скоростью 1 км/ч. При скорости ПКА 20 м/с длина антенны в азимутальном направлении составляет в Х-диапазоне не менее 1 м, что достигается её размещением вдоль фюзеляжа. На рисунке 10 представлен процесс отображения информации о кораблях (Х-диапазон - красный цвет, L-диапазон – жёлтый цвет).

Заметим, что движение ПКА с PCA Skydweller, как и по проекту DLR, осуществляется по кругу с небольшим радиусом, что обеспечивает квазигеостационарное положение ПКА над заданным районом, а также наиболее благоприятные условия для классификации целей в режиме PCA и обнаружения подвижных целей в режиме CДЦ. Такой способ наблюдения позволяет осуществлять съёмку цели под различными углами, что, в свою очередь, повышает вероятность обнаружения «слабых целей» с низкой ЭПР. Кроме того, реализация режима PCA/ СДЦ наиболее эффективна, когда движение цели и носителя PCA осуществляется во взаимно перпендикулярных направлениях. В результате кругового движения обеспечивается обнаружение подвижных целей в широком диапазоне направлений их движения. В настоящее время внедряется автоматическое распознавание целей по данным РСА с использованием искусственного интеллекта. С этой целью производится обучение автомата распознавания по выборке изображений типовых объектов, полученных при съёмке под различными ракурсами. Систематическая съёмка в процессе кругового движения – наиболее эффективный способ получения обучающих выборок снимков объектов для обучения распознающего автомата. Рассматриваемый способ применения ПКА/РСА повышает эффективность мульти-поляризационной съёмки с целью выявления изменений на объекте с изменяемой обстановкой, а также получение видеоинформации.

Отметим, что реализация рассмотренных подходов к проведению радиолокационной съёмки практически исключена при применении КА и БПЛА с РСА/СДЦ.

За счёт кругового движения ПКА/РСА осуществляет в течение нескольких часов и даже суток съёмку большой площади в заданных режимах, что позволяет без пропуска обнаруживать переходные процессы и критические изменения, особенно в условиях плотной городской застройки. В результате ПКА с РСА обеспечивает круглосуточное получение радиолокационных снимков высокого разрешения, видеоинформации, данных когерентного детектирования изменений, индикации подвижных целей на больших площадях. В сочетании с обработкой радиолокационной информации на борту ПКА с использованием технологии искусственного интеллекта обеспечивается оперативная доставка этих данных потребителям.

Как уже отмечалось, ПКА может оснащаться аппаратурой передачи данных для непосредственной передачи информации в зоне обзора ПКА на наземные пункты приёма и обработки. Однако в настоящее время актуальность приобретает реализация ретрансляционной линии ПКА – ПКА, в том числе с использованием лазерных оптических устройств. Оптические линии ретрансляции данных планируется использовать в так называемом транспортном слое перспективной американской космической архитектуры PSWA. Для этого на КА-ретрансляторах устанавливается аппаратура передачи данных компании Мупагес (Занин К.А. и др., 2022). Такая же аппаратура устанавливается на КА наблюдения для обеспечения многоскачковой ретрансляции добываемых данных в удалённые от наблюдаемых районов наземные пункты приёма, в том числе непосредственно в боевые порядки. При этом для минимизации задержки в доставке информации потребителям будет развёрнута группировка КА-ретрансляции по аналогии с системой Starlink, услуги которой предоставляются ВСУ.



рисунок 11. Вариант ретрансляционной системы на базе ПКА

В разрабатываемых ПКА-ретрансляторах также планируется использование аппаратуры компании Mynarec (Lazer communication solutions for HAPS), в том числе с целью их последующей интеграции в состав архитектуры NSWA. Ретрансляционная аппаратура может устанавливаться на таких ПКА, как Zephyr, а также и на специализированных ПКА типа Sunglider. IIKA Sunglider (Solar-powered Sunglider closer to revolutionizing telecommunication) с размахом крыльев 78 м, весом 110 кг может обеспечивать обмен данными в стандарте 4G LTE, 5G NR в зоне обзора 200 км с высоты 19000 м в течение 90 суток беспосадочного полёта, взаимодействуя с базовыми наземными станциями для расширения зоны обслуживания через интернет.

ПКА-ретрансляторы способны вести обмен информацией с ПКА наблюдения или с другим ПКАретранслятором на дальностях прямой видимости до 1000 км при их нахождении на высоте 18000– 20000 м. Это дает возможность размещения наземного специального комплекса вне зоны воздействия противника. ПКА-ретранслятор может быть подключён к региональной системе обмена данными (например, к станции спутниковой связи) или к базовой станции сотовой связи (вариант показан на рисунке 11) для увеличения дальности доведения информации до различных потребителей. Система информационного обеспечения такого типа – это асимметричная региональная альтернатива пресловутой системе Starlink с её 12000 КА на орбите.

Из приведённого анализа можно сделать следующие выводы:

- Современные боевые действия ведутся противоборствующими сторонами с примерным паритетом в ВВТ, основу которого составляет оружие большой дальности, прежде всего высокоточное ракетно-артиллерийское вооружение.
- Информационное обеспечение огневого поражения осуществляется сравнительно ограниченной орбитальной группировкой КА и многочисленными БПЛА, возможности которых не обеспечивают в полном объёме выполнение возложенных на них задач по своевременному добыванию высокоточной достоверной информации об оперативной обстановке и угрожаемых критических объектах на всю глубину территории противника.
- Эффективное применение интегрированных системы ПВО и РЭБ препятствует завоеванию превосходства в воздухе и, как следствие, применению БПЛА за пределами тактической зоны.
- Наращивание орбитальной группировки КА с целью повышения периодичности до 12– 24 МКА с учётом их реальной производительности на пролёте над заданными районами (даже с учётом достижений «новой космической революции» в области МКА) не приведёт к желаемым результатам: временные зазоры в наблюдении все равно сохранятся, а при их прогнозируемости «попадание» на кратковременные проявления наблюдаемых объектов (например, выход РЛС на излучение или быстрая смена позиций ракетными комплексами и артиллерией) – процесс маловероятный. Следует также отметить,

что развёртывание и поддержание многочисленной группировки «тактических» КА в повседневной обстановке – неоправданное дорогостоящее мероприятие. Принятие концепции типа американской PSWA потребует формирования и хранения резерва КА с выводом их на орбиту в угрожаемые периоды в течение длительного времени, что исключает их эффективное использование в начале вооружённого конфликта. А как известно, тактическому командиру информация нужна «здесь и сейчас». Преимущество БПЛА и ПКА в таком случае не вызывает сомнения.

- Расчёт на получение необходимых результатов только за счёт «новой беспилотной революции», т.е. за счёт применения многочисленных «роёв» БПЛА, несостоятелен по изложенным выше причинам. Из уроков вооружённых конфликтов последних лет следует, что воздушно-космические комплексы наблюдения лишь тогда будут соответствовать предъявляемым к ним требованиям в полном объёме, когда будет обеспечиваться непрерывное наблюдение (покрытие) всей территории, контролируемой противником, без перерывов во времени в условиях применения интегрированных систем ПВО и РЭБ от начала до достижения целей военных действий. Выше было показано, что тактические БПЛА далеко не в полной мере соответствуют этим требованиям, а применение больших дорогостоящих БПЛА по зоне боевых действий в реальных условиях обстановки крайне ограничено. А вот их совместное применение с ПКА приведёт к заметному повышению их эффективности, а также к снижению потерь за счёт сведения к минимуму поисковых действий. Поэтому безусловное наращивание их производства и насыщение ими тактических подразделений, прежде всего для восполнения потерь в ходе боевых действий – является актуальной задачей.
- Эффективное применение ВТО БД, в том числе для вывода из строя систем ПВО и КББ, приводит к необходимости создания и задействования высотных малозаметных для средств ПВО средств круглосуточного всепогодного наблюдения в режиме «немигающего глаза» с длительным «зависанием» над территорией, контролируемой противником. В связи с этим за рубежом на фоне «новой космической революции» и «новой беспилотной революции» активно продвигаются проекты ПКА наблюдения и ретрансляции под эгидой военных заказчиков. Достигнутый прогресс в этой области, особенно при создании ПКА РСА/СДЦ и РЭН, способных заменить самолёты типа E-8C JSTARS, U-2R/TR, RC-135 Rivet Joint, RF-5E Tiger Eye, а также БПЛА типа RQ-4

Global Hawk, MQ-9 Reaper, MQ-4C TRITON, даёт основание полагать, что в перспективе образующаяся «ниша» в информационном обеспечении войск и оружия вследствие ограниченной периодичности КА и жёсткого воздействия средств ПВО и РЭБ на применение БПЛА будет «заполнена» за счёт применения нового класса воздушно-космической техники – ПКА, на базе которых будет создаваться космическая система передового базирования, максимально адаптированная к оперативно-техническим потребностям подразделений, непосредственно ведущих боевые действия.

Проведённый анализ указывает на комплементарный и синэргетический характер возможностей КА, ПКА и тактических БПЛА при решении задач информационного обеспечения группировок войск и оружия большой дальности в ходе боевых действий масштаба СВО в период после завершения эпохи «стратегического затишья». Следует отметить, что ещё в период экспериментальной отработки идеи применения тактических КА наблюдения типа TACSAT, Kestrel Eye, SeeMe по программе JWS/ ORS (Клименко Н.Н. Современные космические аппараты..., 2018) выдвигалась и идея создания воздушно-космического наблюдения, в рамках которой предлагалось применение ПКА в качестве связующего элемента и мультипликатора возможностей орбитальной группировки КА и воздушных средств наблюдения, в том числе БПЛА, на основе использования синергизма их возможностей. Тогда эти идеи опередили своё время и не получили дальнейшего развития (The paradigm shift to effect-based space: near-space as combat space effects enabler). В настоящее время эти идеи могут быть востребованы с учётом уроков локальных войн 21 века.

Из проведённого выше анализа следует актуальность формирования концепции мультиинформационной системы наблюдения воздушно-космического базирования, включающей КА, БПЛА тактического уровня и ПКА, оснащённые аппаратурой ОЭН/ГСС, РСА/СДЦ и РЭН, а также аппаратурой ретрансляции, - как реалистичного пути решения проблем в области информационного обеспечения боевых действий. Такая концепция, как и концепция PSWA, может опираться на многоуровневую архитектуру, но отличаться от неё содержанием, более соответствующим существующим реалиям. На начальном этапе это может быть трёхуровневая архитектура. Первый уровень – орбитальная группировка КА – с приоритетным решением стратегических задач в глобальном масштабе. При возникновении угрозы в чувствительных географических регионах ресурс КА будет в приоритетном порядке перенацелен на мониторинг районов особого внимания (морских

зон особого внимания) с максимально возможной периодичностью и производительностью. Второй уровень – ПКА РСА/СДЦ и РЭН с приоритетным решением задач мониторинга оперативной обстановки на ТВД, включая всю прилегающую территорию, контролируемую противником, в первую очередь, в интересах информационного обеспечения ВТО БД. Задачи второго уровня, соответствующая конфигурация и районы «зависания» ПКА определяются командованием группировок войск на ТВД и периодически уточняются по данным с первого уровня. Третий уровень – тактические БПЛА, осуществляющие целенаправленное уточнение состояния объектов поражения и корректировку огня, а также решающие другие задачи в тактической зоне в реальном масштабе времени. При этом наведение БПЛА осуществляется по данным, добываемым на первом и втором уровне, а также по данным из других источников информации. Отметим, что такой подход должен существенно повысить эффективность применения БПЛА в условиях применения интегрированных систем ПВО, так как он исключает «холостые» полёты в поисковом режиме.

Важным содержанием формируемой концепции на каждом уровне должно стать выявление и локализация признаков изменений в оперативной обстановке на больших площадях, проявляющихся в разных диапазонах частот в явном и неявном виде, и обнаруживаемых средствами наблюдения с большой зоной обзора или в режимах площадной съёмки с невысоким и средним разрешением и используемых для наведения на локализованные районы других средств наблюдения для осуществления детальной съёмки с достаточным для идентификации объектов и/или наведения средств наблюдения, функционирующих в отличных от исходного диапазонах частот для повышения достоверности добываемых данных в условиях проведения противником мероприятий по маскировке и введению в заблуждение. Особенно это важно при решении задач оперативного поиска, обнаружения и распознавания подвижных объектов, рассредоточенных на большой территории или замаскированных в населённых пунктах. Как известно, высокодетальные комплексы ОЭН/ИК и даже РСА в прожекторном режиме обладают небольшим захватом на местности и, как следствие, требуется информация из других источников для наведения на объекты съёмки. В качестве таких естественных источников в рамках формируемой концепции выступают КА и ПКА, оснащённые аппаратурой РСА/СДЦ, РЭН и гиперспектральной съёмки, зоны обзора которых сопоставимы с зонами прямой видимости. Так, средствами РСА/СДЦ осуществляется индикация подвижных объектов, обнаружение следов техники, в том числе на объектах с изменяемой обстановкой, в режимах СДЦ и когерентного детектирования. При совместном использовании РСА и аппаратуры гиперспектральной съёмки возможно обнаружение замаскированных объектов, а также макетов и имитаторов BBT, в первую очередь комплексов ПВО и оружия большой дальности. Комплексы РЭН нового поколения должны осуществлять на фоне типовой РЭО мирного времени обнаружение, идентификацию и геолокацию источников радиоизлучения, таких как РЛС ПВО и КББ, радиостанции JTIDS/MIDS, JTRS, базовые станции мобильной связи современных стандартов, военные станции спутниковой связи, а также станции постановки помех навигационным системам. Последующее оперативное непрерывное слежение за идентифицированными объектами может осуществляться с использованием ПКА и БПЛА. В их задачу должна входить выдача данных для целеуказания оружию по имеющимся каналам передачи информации, включая ПКА-ретрансляторы. Дополнительно совместное применение КА и ПКА с РСА и аппаратурой РЭН будет обеспечивать добывание информации о рельефе местности и о средствах ПРО на ТВД и РЭБ для планирования применения крылатых ракет (в том числе гиперзвуковых) большой дальности, а также планирования применения штурмовой и армейской авиации и ударных БПЛА.

Планирование применения и управление ПКА на атмосферной орбите целесообразно осуществлять по технологии, принятой в традиционных космических системах: путём проведения сеансов закладки на борт ПКА программ управления и разовых команд, формируемых раздельно для полезной нагрузки и бортовой авионики. При этом важно обеспечить оперативное и непрерывное реагирование на вновь возникающие угрозы и соответствующие задачи в постоянно меняющейся обстановке. Это может быть достигнуто путём развёртывания непосредственно в боевых порядках и предоставление в распоряжение командования на ТВД многофункциональных наземных комплексов управления и приёма информации.

Формирование и реализация мультиинформационной системы наблюдения воздушно-космического базирования обеспечит применение комплементарных систем по единому замыслу, скоординированных по целям, задачам и районам (морским зонам) особой важности, в интересах обеспечения постоянства непрерывного мониторинга и оперативной выдачи данных для целеуказания ВТО БД по подвижным объектам и объектам с изменяемой обстановкой на всей территории, контролируемой противником, а также в интересах оценки оперативной обстановки при планировании и проведении боевых действий в тактической и оперативной глубине.

список литературы

Впервые с 1945-го года: какие военные уроки преподнесла CBO // URL: https://news.ru/russia (дата обращения: 15.05.2023).

Заметки по анализу военной операции на Украине. Ч. 37-40 // URL: www.voenzam.livejournal.com (дата обращения: 15.05.2023).

Занин К.А. и др. Космическая система радиолокационного наблюдения Capella 36. Часть 1 // Военнокосмическая сфера. 2022. № 1. С. 79-87.

Клименко Н.Н. Новая космическая революция или новые горизонты космических средств наблюдения // Воздушно-космическая сфера. 2017. № 4. С. 44-51.

Клименко Н.Н. Первые действующие псевдокосмические аппараты для военных и гражданских пользователей // Воздушно-космическая сфера. 2018. № 3. С. 64-77.

Клименко Н.Н. Программно-целевой подход к созданию аэрокосмической системы на базе псевдокосмических аппаратов // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2016. № 1. С. 26-36.

Клименко Н.Н. Псевдокосмические аппараты для длительного непрерывного наблюдения локальных районов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 122-133.

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

Леонков заявил, что разведка не позволяет ВС РФ уничтожать подвоз западной техники // URL: lenta.ru>news/2023/03/08/leonkov/ (дата обращения: 15.05.2023).

Псевдоспутники для псевдокосмоса: в ожидании высотной революции // URL: https://topwar.ru (дата обращения: 15.05.2023).

Эксперт назвал основную проблему, из-за которой ВС РФ не уничтожают подвоз западной техники ВСУ // URL: https://technowar.ru (дата обращения: 15.05.2023).

Air defense and limits of drone technology // URL: www.lawfareblog.com_(дата обращения: 15.05.2023).

Air denials: The dangerous illusion of decisive air superiority // URL: www.strategicstudyindia.com_(дата обращения: 15.05.2023).

Astigan's high-altitude pseudo-satellite brings mapmaking into 21st century // URL: www.newatlas.com (дата обращения: 15.05.2023).

Boudroaux T. SDA overview // URL: https://gsaw. org>wp-content/uploads/2020/03/2020s13.colburn.pdf (дата обращения: 15.05.2023).

China flies «quasi-satellite» in near space // URL: www.rt.com_(дата обращения: 15.05.2023).

China's near-space solar-powered drone that can substitute satellites makes maiden flight // URL: www. globaltimes.com_(дата обращения: 15.05.2023).

Continuously available battlefield surveillance // URL: DTIC_ADA497522 (дата обращения: 15.05.2023).

HAPS: potentials, applications and requirements for radar remote sensing // URL: elib.dlr.de>113651/1/ haps4esa_2017_baumgartner.pdf (дата обращения: 15.05.2023).

High-altitude pseudo-satellite (HAPS) – Aurora Flight Sciences // URL: https://www.aurora/aero.com_(дата обращения: 15.05.2023).

Innovation in drones: leading companies in solar-powered electric aircraft // URL: www.airforce-technology .com_(дата обращения: 15.05.2023).

Lazer communication solutions for HAPS // URL: https://mynaric.com (дата обращения: 15.05.2023).

Ministry of defense interested in unmanned solar aircraft // URL: today.rtl.lu/>news/Luxembourg/a/ 1928122 (дата обращения: 15.05.2023).

NRO develops integrated hybrid satellite architecture // URL: https://aviationweek.com (дата обращения: 15.05.2023).

NRO wants to integrate AI, ML into large constellation of small satellites // URL: https://potomacofficersclub. com (дата обращения: 15.05.2023).

Skydweller AeroInc. Successfully demonstrates initial autonomous flight // URL: www.suasnews.com_(дата обращения: 15.05.2023).

Solar-powered Sunglider closer to revolutionizing telecommunication // URL: www.english.aawsat.com (дата обращения: 15.05.2023).

The paradigm shift to effect-based space: near-space as combat space effects enabler // URL: archive. org>details/DTIC_ADA434352 (дата обращения: 15.05.2023).

Towards optimal maritime surveillance with highaltitude platforms // URL: zenodo.org/record/5604367 (дата обращения: 15.05.2023).

Transport Tranche 0 overview – Amazon AWS // URL: https://inline.s3.amazonaws.com (дата обращения: 15.05.2023).

US Navy's solar drone will fly 90-day missions seeing all with Palantir technology // URL: https://finteczoom. com (дата обращения: 15.05.2023).

Why drones have not revolutionized war // URL: www. belfercenter.org_(дата обращения: 15.05.2023).

Zabrodskyi M., Watling J. et al. Preliminary lessons in conventional warfighting from Russian invasion of Ukraine: February-july 2022 // URL: https://static.rusi. org>359 SR Ukraine_(дата обращения: 15.05.2023).

Zephyr – down but definitely not out // URL: https:// aerosociety.com (дата обращения: 15.05.2023).

Статья поступила в редакцию 19.05.2023 Статья после доработки 19.05.2023 Статья принята к публикации 19.05.2023

КОРРЕКЦИИ ЭКСЦЕНТРИСИТЕТА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЫ ПРИ УДЕРЖАНИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ЗАДАННОЙ ТОЧКЕ «СТОЯНИЯ»

CORRECTIONS OF GEOSTATIONARY ORBIT ECCENTRICITY DURING KEEPING THE SPACECRAFT AT A TARGET POINT OF LOCATION



A.E. HasapoB¹, *dokmop mexhuveckux hayk, naz-a-e@yandex.ru;* A.E. Nazarov

Рассматриваются различные схемы проведения коррекций эксцентриситета геостационарной орбиты (ГСО) на этапе удержания космического аппарата (КА) в заданной точке «стояния». Отличие эксцентриситета от нулевого значения приводит к суточным колебаниям положения КА по долготе, что усложняет выполнение требований по высокоточному удержанию КА в заданном допустимом диапазоне удержания (ДДУ). Проведение коррекций эксцентриситета позволит минимизировать амплитуду суточных колебаний положения КА по долготе и увеличить интервал нахождения КА в ДДУ. Для рассматриваемых вариантов схем коррекции эксцентриситета приводятся алгоритмы расчёта параметров коррекции и примеры результатов расчётов в виде графиков и таблиц.

Ключевые слова: коррекция эксцентриситета; геостационарная орбита; точка «стояния»; допустимый диапазон удержания; геостационарный космический аппарат.

DOI: 10.26162/LS.2023.61.3.002

Different schemes of eccentricity corrections for the geostationary orbit (GSO) at the stage of keeping the spacecraft (SC) at a target point of location are considered. The difference of eccentricity from zero value leads to diurnal variations of the spacecraft position by longitude, which complicates the fulfillment of requirements for high-precision during the keeping of the spacecraft in the target allowable holding range. The eccentricity corrections will minimize the amplitude of the diurnal variations in the spacecraft longitudinal position and increase the interval of the spacecraft holding within the allowable holding range. Algorithms for correction parameters calculating and examples of calculation results in the form of graphs and tables are given for the considered eccentricity correction schemes.

Key words: eccentricity correction; geostationary orbit; point of location; allowable holding range; geostationary spacecraft.

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

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

КОРРЕКЦИИ ЭКСЦЕНТРИСИТЕТА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЫ ПРИ УДЕРЖАНИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ЗАДАННОЙ ТОЧКЕ «СТОЯНИЯ»

Благодаря своим уникальным особенностям геостационарная орбита (ГСО) находит самое широкое применение при создании космических систем (КС), предназначенных для решения различного рода целевых задач (наблюдение, связь, метеорология и др.). Так, в НПО им. С.А. Лавочкина был создан гидрометеорологический геостационарный КА «ЭЛЕКТРО-Л» (Ширшаков А.Е., Ефанов В.В., Моишеев А.А., Шостак С.В., 2022), и в настоящее время, под эгидой Всемирной метеорологической организации, на ГСО функционируют три таких КА. Ввиду большой «заселённости» ГСО установлены жёсткие требования по поддержанию положения геостационарных КА в выделенных для их функционирования точках «стояния» ГСО. Основным параметром, определяющим орбитальную позицию положения КА на ГСО, является географическая долгота точки «стояния» КА λ_{KA} .

В качестве требования по удержанию положения геостационарных КА в заданной точке «стояния» КА определён допустимый диапазон удержания по географическим долготе и широте. Допустимые отклонения по этим параметрам не превышают $\pm 0,1^{\circ}$. Решение задачи высокоточного удержания геостационарного КА в точке «стояния» рассмотрено в (*Назаров А.Е.*, 2012).

Следует отметить, что выполнение этих ограничений должно обеспечиваться в течение всего витка, т.е. положение суточной трассы КА должно находиться в ДДУ. Размеры и форма трассы определяются параметрами орбиты. Так, амплитуда суточных колебаний по широте Δi определяется величиной наклонения *i*, а по долготе $\Delta \lambda$ – значением эксцентриситета *e*. Рисунок 1 иллюстрирует влияние значения *e* на характер расположения трассы относительно точки «стояния», на нём показано расположение трассы ГСО с наклонением $0,1^{\circ}$ при различных значениях *е* относительно ДДУ $\pm 0,1^{\circ}$ по долготе и по широте.

Из анализа рисунка 1 следует, что величина эксцентриситета существенно влияет на размеры трассы КА по долготе. Известно, что значение амплитуда суточных колебаний по долготе $\Delta\lambda$ в градусах составляет ~108 · е. Для обеспечения определённого запаса по управлению положением КА в ДДУ необходимо минимизировать величину эксцентриситета. Актуальность минимизации возрастает с повышением требования к точности удержания КА по долготе, поэтому далее особое внимание уделено выполнению ограничений по допустимому диапазону положения КА по географической долготе λ_{r} .

Следует отметить, что нежелательное повышение значения *е* может иметь место в конце этапа приведения КА в заданный ДДУ (оно обусловлено ошибками исполнения коррекций приведения), а также в процессе дальнейшего функционирования КА изза его естественной эволюции и возможного неблагоприятного влияния штатных коррекций поддержания периода обращения КА.

Для заданного значения большой полуоси *a* (периода обращения КА *T*) эксцентриситет орбиты зависит от разности радиусов векторов апогея и перигея или от разности высот апогея и перигея при сферической модели Земли. Поэтому отличие эксцентриситета ГСО от нулевого значения, собственно само значение *e*, можно характеризовать величиной половины разности высот апсидальных точек (высот перигея и апогея) Δh_e , а именно $e = \frac{\Delta h_e}{a}$, где $\Delta h_e = \frac{h_a - h_{\pi}}{2}$, h_a , h_{π} – соответственно высоты апогея и перигея.



рисунок 1. Расположение трассы геостационарного КА относительно ДДУ для различных значений е

Целью коррекции эксцентриситета, как правило, является его минимизация. Степень этой минимизации будет определяться величиной изменения эксцентриситета $\Delta e_{\text{кор}}$ и соответственно величиной изменения разности высот апсидальных точек $\Delta h_{\text{кор}}$. При $\Delta h_{\text{кор}} = \Delta h_e$ эксцентриситет будет стремиться к нулю. Однако на практике не всегда целесообразно это реализовать за одну коррекцию эксцентриситета, и процесс минимизации эксцентриситета может быть разбит на несколько коррекций.

Таким образом, коррекцию эксцентриситета ГСО можно рассматривать как соответствующие коррекции высот перигея и апогея. При этом коррекцию эксцентриситета далее будем рассматривать при условии сохранения первоначальных значений периода обращения *T* и соответственно большой полуоси *a*.

Для коррекций эксцентриситета ГСО используют различные схемы приложения корректирующих импульсов (КИ).

1. Двухимпульсная схема проведения коррекции эксцентриситета

Наиболее известной является двухимпульсная схема коррекции эксцентриситета, характеризуемая минимальными энергетическими затратами (рисунок 2).

Эта схема коррекции *е* реализуется приложением трансверсальных КИ в апогее и перигее орбиты. Импульс, прикладываемый в апогее орбиты, непосредственно изменяет высоту перигея. Для сохранения текущего значения периода обращения КА *Т*



рисунок 2. Двухимпульсная схема коррекции эксцентриситета ГСО

импульс в перигее соответственно на такую же величину уменьшает или увеличивает высоту апогея. Между КИ полёт происходит по переходной орбите. На рисунке 2 использованы обозначения начальной, переходной и конечной орбиты соответственно «1», «2», «3» и соответствующие индексы в обозначениях параметров этих орбит.

Для расчёта параметров двухимпульсной коррекции *е* в качестве исходных данных приняты величина большой полуоси начальной орбиты a_1 и требуемое значение изменения разности высот апсидальных точек $\Delta h_{\text{кор}}$.

Так как коррекция с приложением трансверсальных КИ в апсидальных точках орбиты по сути является коррекцией периода обращения КА *T*, предлагается следующий алгоритм расчёта параметров коррекции.

Определяются периоды обращения начальной T_1 и переходной T_2 орбит: $T_1 = \frac{2\pi \cdot a_1^{1.5}}{\sqrt{\mu}}; T_2 = \frac{2\pi \cdot a_2^{1.5}}{\sqrt{\mu}},$ где $a_2 = a_1 + 0.5 \cdot \Delta h_{\text{кор}}$ – большая полуось переходной орбиты; μ – гравитационный параметр Земли.

Требуемые изменения периода обращения $\Delta T_{\text{кор1}}$ и $\Delta T_{\text{кор2}}$ для 1-го и 2-го КИ могут быть определены следующим образом:

$$\Delta T_{\text{kopl}} = T_2 - T_1; \Delta T_{\text{kopl}} = -\Delta T_{\text{kopl}}.$$
(1)

В общем случае величина скорости полёта КА по эллиптической орбите определяется следующим выражением:

$$V_i = \sqrt{\frac{\mu}{p_i} \cdot (1 + e_i^2 + 2 \cdot e_i \cdot \cos \vartheta_i)}, \qquad (2)$$

где V_i , p_i , и e_i – соответственно скорость полёта КА, фокальный параметр и эксцентриситет орбиты с индексом «*i*»; ϑ_i – значение истинной аномалии точки приложения КИ.

Тогда величина і-го КИ

$$\Delta V_{\text{kopi}} = \Delta T_{\text{kopi}} \cdot \frac{\mu}{3a_i T_i V_i}.$$
(3)

По формулам (1)–(3) может быть определена и величина импульса скорости $\Delta V_{\text{кор2}}$ для 2-го КИ. Однако для этого необходимо определить значения эксцентриситета e_2 и фокального параметра p_2 конечной орбиты:

$$e_{2} = \frac{2a_{1}e_{1} - 0.5 \cdot \Delta h_{\text{kop}}}{2a_{1} + \Delta h_{\text{kop}}};$$
$$p_{2} = a_{2} \cdot (1 - e_{2}^{2}).$$

Зная массу КА m_{KA} и величину тяги двигательной установки (ДУ) $R_{ДУ}$, можно рассчитать время работы ДУ $\tau_{ДУi}$ при отработке *i*-го КИ:

КОРРЕКЦИИ ЭКСЦЕНТРИСИТЕТА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЫ ПРИ УДЕРЖАНИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ЗАДАННОЙ ТОЧКЕ «СТОЯНИЯ»

$$\tau_{\mu\nu_i} = \frac{m_{\kappa A} \cdot \Delta V_{\kappa opi}}{R_{\mu\nu}}.$$
(4)

При ограниченной величине тяги ДУ КИ являются протяжёнными, и это должно учитываться при определении времени включения ДУ относительно соответствующей апсидальной точки (середины КИ).

Последовательность проведения КИ может быть любой, однако она будет определять направление дрейфа КА по географической долготе λ_г на интервале между КИ. При отличии периода обращения КА от стабильного значения (Тст~86166 с) при приложении 1-го «разгонного» КИ период обращения КА будет больше стабильного и, следовательно, дрейф КА по долготе будет в западном направлении; и, наоборот, при первом «тормозном» КИ направление дрейфа будет восточным. Таким образом, изменяя последовательность приложения КИ, можно целенаправленно изменять и направление дрейфа по λ_r . При этом уход по λ_r будет тем меньше, чем меньше интервал времени между КИ. Для ГСО минимальный интервал составляет ~12 часов. При приложении КИ поочерёдно в соответствующих апсидальных точках увеличение минимального интервала возможно только с интервалом, кратным периоду обращения, т.е. 36, 48, ... часов. К сожалению, реализация двух КИ на одном витке не всегда возможна из-за технических и организационных ограничений, поэтому далее будем рассматривать время между приложениями КИ в полтора витка ~36 часов.

Требование поддержания КА в заданной точке «стояния» ГСО по долготе не хуже $\Delta\lambda_r \pm 0,1^\circ$ должно учитываться при коррекции эксцентриситета, особенно при времени между КИ более 12 часов.

Для уменьшения ухода долготы λ_r предлагается использовать трёхимпульсную схему, обеспечивающую практически такие же затраты характеристической скорости, как и у двухимпульсной, но с некоторым увеличением времени на отработку всей программы коррекции.

2. Трёхимпульсная схема проведения коррекции эксцентриситета

Трёхимпульсная схема коррекции эксцентриситета представлена на рисунке 3, на котором показаны начальная, 1-я и 2-я переходные и конечная орбиты с соответствующими обозначениями «1», «2», «3», «4».

В представленной трёхимпульсной схеме транверсальные КИ реализуются в апсидальных точках орбиты в последовательности «апогей – перигей – апогей». В то же время возможна организация и другой последовательности: «перигей – апогей – перигей». В этом случае в качестве исходных данных необходимо рассматривать отрицательное значение требуемой величины $\Delta h_{кор}$.



рисунок 3. Трёхимпульсная схема коррекции высоты перигея *h*_π

При любой последовательности приложения КИ изменение периода обращения КА апогейными КИ должно равняться по модулю изменению перигейными КИ. Для однозначности дальнейших рассуждений будем рассматривать только первую последовательность приложения КИ и соответственно положительное значение требуемой величины $\Delta h_{\rm kop}$. Для этого случая при равенстве величин изменения периода обращения КА апогейными КИ величина каждого должна быть в два раза меньше изменения соответственно при перигейном КИ. Благодаря такому условию изменение долготы λ_г на интервале между 1-м и 2-м КИ компенсируется увеличенной в два раза скоростью дрейфа λ_г в противоположном направлении на интервале между 2-м и 3-м КИ. Интервалы между КИ должны быть равными и кратными половине витка.

Применительно к расчёту параметров трёхимпульсной коррекции требуемые изменения периода обращения $\Delta T_{\text{кор1}}$, $\Delta T_{\text{кор2}}$, и $\Delta T_{\text{кор3}}$ для 1-го, 2-го и 3-го КИ можно записать следующим образом:

$$\begin{split} \Delta T_{\text{kop1}} &= 0, 5 \cdot (T_2 - T_1); \\ \Delta T_{\text{kop2}} &= -2 \cdot \Delta T_{\text{kop1}}; \\ \Delta T_{\text{kop3}} &= \Delta T_{\text{kop1}}. \end{split}$$

При этом, в отличие от двухимпульсной схемы, период обращения T_2 для первой переходной орбиты определяется по значению большой полуоси:

$$a_2 = a_1 + \frac{\Delta h_{\text{kop}}}{4}.$$

Первый КИ, прикладываемый в апогее орбиты, увеличивает период обращения на величину $\Delta T_{\text{кор1}}$ и уменьшает на четверть разность высот апсидальных точек $\Delta h_{\text{кор1}}$, т.е. $\Delta h_{\text{кор1}} = \frac{\Delta h_{\text{кор}}}{4}$. Второй КИ в перигее уменьшает период обращения на величину $\Delta T_{\text{кор2}} = -2\Delta T_{\text{кор1}}$ и уменьшает рассматриваемую разницу высот ещё на величину $\Delta h_{\text{кор2}} = \frac{\Delta h_{\text{кор2}}}{2}$. Третий КИ увеличивает период обращения КА на величину $\Delta T_{\text{кор3}}$, доводя его до начального значения и уменьшая разницу высот ещё на четверть, т.е. $\Delta h_{\text{кор3}} = \frac{\Delta h_{\text{кор}}}{4}$. В результате устраняется дрейф по $\lambda_{\text{г}}$, появившейся после второго КИ, и обеспечивается требуемое изменение величины $\Delta h_{\text{кор2}}$, т.е. $\Delta h_{\text{кор1}} + \Delta h_{\text{кор2}} + \Delta h_{\text{кор3}} = \frac{\Delta h_{\text{кор3}}}{4} = \Delta h_{\text{кор3}}$.

С использованием рассмотренных алгоритмов были проведены расчёты параметров коррекции эксцентриситета для приведённых выше схем.

В качестве основных исходных данных использованы начальные параметры орбиты T_0 =86165,07 с, e=0,0008, i_0 =0,1°, λ_{r0} =80,09° на дату 22.03.2023, а также масса КА $m_{\rm KA}$ =2000 кг, величина тяги ДУ $R_{\rm ДV}$ =100 г, удельная тяга $R_{\rm yg}$ =220 с, допустимый диапазон изменения $\lambda_{\rm r}$ =80,0°±0,1°.

Первый КИ назначен на третьем витке. Интервал между КИ принят равным 1,5 витка. Такой интервал принят с учётом возможности проведения уточнения ошибок исполнения коррекций и их учёта при реализации последующих КИ. При возможности более оперативной реализации КИ, безусловно, нужно уменьшить межимпульсный интервал до 0,5 витка.

Целью проведения коррекций по минимизации эксцентриситета являлось уменьшение его начального значения практически до нуля. Для принятых исходных данных (e=0,0008) это эквивалентно изменению разности высот апсидальных точек на $\Delta h_{\text{кор}}=30$ км.

В таблицах 1 и 2 приведены результаты расчётов параметров коррекций соответственно для двухимпульсной и трёхимпульсной схемы. В таблицах приняты следующие обозначения: ТКИ – трансверсальный КИ; время – МДВ включения ДУ; Δe и $\Delta V_{\text{кор}}$ – изменение эксцентриситета и затраты характеристической скорости при коррекции; m_{KA} – масса КА после коррекции.

Результаты расчётов представлены также на рисунке 4 в виде графиков изменения периода обращения T (а), эксцентриситета e (б) и долготы $\lambda_{\rm r}$ (в) на интервале времени t=8 суток для двухимпульсной (красный цвет) и трёхимпульсной (синий цвет) схем проведения коррекции e. Графики построены по результатам численного прогнозирования движения центра масс КА с учётом отработки программ коррекции e, представленных в таблицах 1 и 2.

№ КИ	знак ТКИ	дата	время	$ au_{\rm ДV}, c$	Δе, б/р	$\Delta V_{ m kop},$ м/с	<i>т</i> _{ка} , кг
1	+	24.03.2023	17:00:08	1117,0	0,0004	0,5456	1999,492
2	_	26.03.2023	04:35:41	1114,5	0,0004	0,5444	1998,983

таблица 1 – Параметры коррекции е для двухимпульсной схемы

таблица 2 – Параметры коррекции е для трёхимпульсной схемы

№КИ	знак ТКИ	дата	время	$ au_{\mathrm{J}\mathrm{Y}}, c$	$\Delta e,$ б/р	$\Delta V_{ m kop}$, м/с	<i>т</i> _{ка} , кг
1	+	24.03.2023	17:00:08	585,5	0,0002	0,2728	1999,746
2	_	26.03.2023	04:48:22	1114,9	0,0004	0,5446	1999,243
3	+	27.03.2023	16:09:57	558.0	0,0002	0,2726	1998,986

КОРРЕКЦИИ ЭКСЦЕНТРИСИТЕТА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЫ ПРИ УДЕРЖАНИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ЗАДАННОЙ ТОЧКЕ «СТОЯНИЯ»



рисунок 4. Изменение периода обращения $T(\mathbf{a})$, эксцентриситета $e(\mathbf{b})$ и долготы $\lambda_r(\mathbf{B})$ для различных схем проведения коррекции эксцентриситета

На рисунке 5 приведён график изменения положения КА по широте F_r и долготе λ_r для рассмотренных схем проведения коррекции эксцентриситета. На рисунках 4 и 5 выделен цветом ДДУ по долготе λ_r 80,0°±0,1°. Графики построены по результатам численного прогнозирования движения центра масс КА с учётом проведения рассматриваемых коррекций орбиты.

Анализ рисунков 4 и 5 показывает, что при применении трёхимпульсной схемы даже при значительном начальном эксцентриситете имеет место лишь кратковременный выход КА из допустимого диапазона долгот. В то же время для двухимпульсной схемы наблюдается вообще выход из ДДУ.

Для исключения выхода $\lambda_{\rm r}$ из допустимого диапазона требуемая величина $\Delta h_{\rm kop}$ может быть реализована проведением нескольких двухимпульсных коррекций. Увеличить время нахождения $\lambda_{\rm r}$ в допустимом диапазоне может и выбор порядка приложения КИ с направлением дрейфа $\lambda_{\rm r}$ в сторону дальней границы диапазона.

Сравнительный анализ рассматриваемых двух схем коррекции e показывает, что использование трёхимпульсной схемы позволяет исключить нежелательный выход λ_r из допустимого диапазона. В качестве недостатков трёхимпульсной схемы можно отметить увеличение общего времени на проведение коррекции орбиты.

Для повышения оперативности проведения коррекции эксцентриситета предлагается использовать одноимпульсную схему.



рисунок 5. Изменение положения КА по широте F_r и долготе λ_r для различных схем проведения коррекции эксцентриситета



рисунок 6. Одноимпульсная схема коррекции минимизации эксцентриситета ГСО

3. Одноимпульсная схема проведения коррекции эксцентриситета

Одноимпульсная схема коррекции эксцентриситета представлена на рисунке 6.

Изменение эксцентриситета *е* или рассматриваемой разности высот $\Delta h_{\text{кор}}$ возможно приложением одного КИ в одной из двух возможных точек орбиты, а именно в точках пересечения начальной и конечной орбит. На рисунке 6 эти точки обозначены соответственно цифрами «1» и «2».

Достоинством данной схемы коррекции является возможность изменения эксцентриситета практически без изменения периода обращения КА. Это условие обеспечивается выбором направления КИ в плоскости орбиты, при котором отсутствует проекция составляющей КИ на вектор орбитальной скорости.

Для расчёта параметров одноимпульсной коррекции эксцентриситета необходимо определить время приложения КИ и его направление в орбитальной системе координат (OCK).

Время приложения КИ t_i определяется как момент прохождения КА соответствующей *i*-й точки пересечения орбит. Этот момент может быть рассчитан с использованием условия равенства текущих значений радиус-векторов начальной r_1 и конечной r_2 орбит (*Назаров А.Е.*, 2019). Используя это условие, можно определить значение истинной аномалии точки пересечения орбит 9 следующим образом:

$$\vartheta = \arccos \frac{P_2 - P_1}{p_1 e_2 - p_2 e_1},\tag{5}$$

где *p*₁, *e*₁ и *p*₂, *e*₂, – соответственно фокальный параметр и эксцентриситет начальной и конечной орбиты.

С использованием известных значений большой полуоси a_1 и эксцентриситета e_1 начальной орбиты, заданной величины изменения $\Delta h_{\text{кор}}$, а также равенства $a_2=a_1$ можно определить все необходимые параметры для расчёта ϑ , а именно:

$$e_2 = e_1 - \frac{\Delta h_{\text{kop}}}{a_1}; \quad p_1 = a_1 \cdot (1 - e_1^2); \quad p_2 = a_1 \cdot (1 - e_2^2).$$

Следует заметить, что значение ϑ , полученное по формуле (5), будет лежать в диапазоне от 0 до π , т.е. соответствовать точке пересечения «1» $\vartheta_1 = \vartheta$. Вторая точка «2» расположена симметрично относительно апогея и может быть определена как $\vartheta_2 = 2\pi - \vartheta$.

Таким образом, найдя соответствующее значение истинной аномалии ϑ_i для *i*-й точки приложения КИ, время приложения КИ t_i можем определить по времени перигея t_{π} начальной орбиты и времени полёта от перигея до точки приложения КИ $\Delta t_{\pi i}$, которое находится решением уравнения Кеплера, т.е. $t_i = t_{\pi} + \Delta t_{\pi i}$.

Для расчёта направления и величины КИ используются вектора скорости КА V и их составляющие, а именно радиальная V_r и нормальная V_n (Эльясберг П.Е., 1965). Ниже представлены формулы для расчёта этих данных для начальной (индекс 1) и конечной (индекс 2) орбит:

$$V_{1} = \sqrt{\frac{\mu}{p_{1}}} \cdot (1 + e_{1}^{2} + 2 \cdot e_{1} \cdot \cos \vartheta_{i}),$$

$$V_{r1} = \sqrt{\frac{\mu}{p_{1}}} \cdot e_{1} \cdot \sin \vartheta_{i},$$

$$V_{n1} = \sqrt{\frac{\mu}{p_{1}}} \cdot (1 + e_{1} \cdot \cos \vartheta_{i});$$

$$V_{2} = \sqrt{\frac{\mu}{p_{2}}} \cdot (1 + e_{2}^{2} + 2 \cdot e_{2} \cdot \cos \vartheta_{i}),$$

$$V_{r2} = \sqrt{\frac{\mu}{p_{2}}} \cdot e_{2} \cdot \sin \vartheta_{i},$$

$$V_{n2} = \sqrt{\frac{\mu}{p_{2}}} \cdot (1 + e_{2} \cdot \cos \vartheta_{i}).$$
(6)

Для минимизации изменения периода обращения (большой полуоси) конечной орбиты направление КИ $\Delta V_{\text{кор}}$ должно быть перпендикулярным к вектору линейной скорости КА V. На рисунке 6 показано расположение КИ $\Delta V_{\text{кор1}}$ в точке «1» для варианта коррекции уменьшения эксцентриситета (уменьшение величины $\Delta h_{\text{кор}}$). При увеличении эксцентриситета направление КИ должно быть противоположным.

точка КИ	α, град	дата	время	$ au_{\mathrm{JY}},c$	Δe , б/р	$\Delta V_{ m kop},{ m m/c}$	<i>т</i> _{ка} , кг
«1»	179,959	25.03.2023	10:20:46	4464,3	0,0007	2,1807	1997,971
«2»	0,04079	25.03.2023	22:19:11	4464,3	0,0007	2,1807	1997,971

таблица 3 – Параметры коррекции для одноимпульсной схемы

В качестве характерного угла, который определяет направление КИ $\Delta V_{\text{кор}}$, примем угол β – угол в плоскости орбиты между вектором скорости КА*V*и ра-

диус-вектором *r*, определяемый как $\beta = \arcsin\left(\frac{V_{n1}}{V_n}\right)$

Направление КИ рассмотрим в ОСК в плоскости орбиты КА. Ось *R* этой ОСК направлена по радиусвектору *r*, а ось *N* перпендикулярна *r* и направлена по полёту КА. Положение КИ в ОСК задаётся углом α , отсчитываемым по полёту от направления *r* в диапазоне от 0 до 2π . Для случая увеличения h_{π} угол $\alpha = \beta + \pi/2$, а при уменьшении h_{π} направление КИ должно быть противоположным, т.е. $\alpha = \beta - \pi/2$.

Для определения величины КИ $\Delta V_{\text{кор}}$ воспользуемся составляющими вектора скорости для начальной (6) и конечной (7) орбит:

$$\Delta V_{\rm kop} = \sqrt{\left(V_{r2} - V_{r1}\right)^2 + \left(V_{n2} - V_{n1}\right)^2}.$$
(8)

Используя выражение (8), определим величину $\Delta V_{\text{кор}}$ и зная тягу ДУ $R_{\text{ду}}$ и массу КА m_{KA} , найдём по (4) время работы ДУ $\tau_{\text{ду}}$.



рисунок 7. Изменение эксцентриситета e (**a**) и долготы λ_r (**б**) для различных точек приложения КИ

В таблице 3 приведены результаты расчётов параметров коррекций для одноимпульсной схемы для двух точек приложения КИ «1» и «2». В состав параметров введён угол ориентации вектора тяги ДУ а.

По результатам моделирования отработки приведённых в таблице 3 параметров коррекций на рисунке 7 представлены графики изменения эксцентриситета *e* (а) и долготы λ_r (б) на интервале времени *t*=8 суток для приложения КИ в точке «1» (красный цвет) и точке «2» (синий цвет).

Следует отметить, что при использовании одноимпульсной схемы для удержания КА в ДДУ существует достаточно неприятная особенность, а именно: точки приложения КИ соответствуют крайним значениям суточных колебаний положения КА по долготе λ_r . Этот факт как раз наглядно иллюстрирует



рисунок 8. Изменение эксцентриситета *e*, периода обращения КА *T* и долготы λ_r для различных значений ошибки ориентации $\Delta \alpha$

рисунок 7. Как видно из графика изменения λ_r , после проведения коррекции КА находится в крайних положениях по долготе, обусловленных её суточными колебаниями. При больших значениях амплитуды колебаний после коррекции возможен выход КА за границу ДДУ.

В условиях нахождения КА вблизи границ ДДУ важное значение имеет точность исполнения КИ, и прежде всего в части ориентации вектора тяги ДУ. Отклонение от расчётной ориентации приводит к появлению возмущающей составляющей по трансверсали и изменению периода обращения КА. Таким образом, сохранение начального значения периода обращения КА после коррекции, а, следовательно, и последующий характер изменения долготы λ_г зависят от ошибки ориентации вектора тяги, определяемой углом α. В качестве иллюстрации этого влияния на рисунке 8 представлены графики изменения эксцентриситета е, периода обращения КА Т (сидирического) и долготы λ_г для различных значений ошибки ориентации Δα. На графиках по оси абсцисс отложено время t в сутках, по оси ординат – изменение соответствующего параметра орбиты. Цифры справа у кривых соответствуют значениям ошибки ориентации Δα в угловых минутах.

Анализ графиков показывает, что ошибки ориентации практически не влияют на точность коррекции эксцентриситета, однако значительно влияют на изменение периода обращения T и долготы λ_r , что может приводить к выходу КА из ДДУ. Чем больше амплитуда колебаний по долготе, тем выше вероятность выхода КА за границу ДДУ из-за ошибок ориентации.

Для устранения влияния ошибок ориентации на выход КА из ДДУ предлагается вводить соответствующую поправку в рассчитанное значение угла α , а именно увеличивать или уменьшать задаваемый угол на максимальную величину ошибки $\Delta \alpha_{max}$ со знаком, соответствующим неблагоприятному характеру изменения долготы после коррекции. В этом случае при реализации максимальной ошибки будет иметь место номинальный характер изменения долготы λ_{r} , а при реализации ошибки с противоположным знаком изменение долготы будет происходить в благоприятном (внутрь ДДУ) направлении.

заключение

Сравнительный анализ рассматриваемых схем коррекции эксцентриситета показывает, что использование одноимпульсной схемы отличается более коротким временем проведения операции по изменению *e*, практически отсутствием дрейфа по долготе после коррекции, однако требует больших энергетических затрат и характеризуется повышенной чувствительностью к ошибкам ориентации вектора тяги.

Тем не менее, несмотря на значительные энергозатраты, использование одноимпульсной схемы может быть актуально для повышения оперативности минимизации эксцентриситета, особенно при малых ДДУ по долготе.

Для минимизации энергетических затрат может использоваться двухимпульсная схема. Однако её применение возможно при небольших значениях амплитуды колебаний по долготе и желательно при возможности реализации двух КИ в течение одного витка.

При увеличении межимпульсного интервала до 1,5 витка и значительной амплитуде колебаний по долготе на этапе поддержания КА в ДДУ целесообразно использовать трёхимпульсную схему, обеспечивающую практически устранение нежелательного дрейфа по долготе при минимальных энергетических затратах.

Использование рассмотренных схем коррекций для минимизации эксцентриситета позволит повысить эффективность управления движением центра масс геостационарных КА при решении задачи удержания в заданных точках «стояния», в том числе увеличить интервал между штатными коррекциями поддержания периода обращения КА.

список литературы

Назаров А.Е. Коррекции высоты перигея и наклонения для поддержания динамической устойчивости спутниковых систем непрерывного обслуживания на высокоэллиптических орбитах типа «Молния» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 4. С. 40-50.

Назаров А.Е. Решение задачи высокоточного удержания геостационарного КА в заданной точке «стояния» // Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований. М.: МАИ-ПРИНТ, 2012. С. 89-152.

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

Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.

Статья поступила в редакцию 10.05.2023 Статья после доработки 11.05.2023 Статья принята к публикации 11.05.2023

РАЗРАБОТКА И ПРИМЕНЕНИЕ ТЕПЛОВОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ РАЗГОННОГО БЛОКА «ФРЕГАТ «СУМ-1», ОСНАЩЁННОГО МОДИФИЦИРОВАННОЙ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ И ОДНИМ ПРИБОРНЫМ ОТСЕКОМ

DEVELOPMENT AND APPLICATION OF A THERMAL MATHEMATICAL MODEL OF THE FREGAT SUM-1 UPPER STAGE, EQUIPPED WITH A MODIFIED CONTROL SYSTEM AND ONE INSTRUMENT COMPARTMENT



М.Е. Мозжухин¹, mozzhukhinME@laspace.ru; **М.Е. Mozzhukhin**



E.Ю. Котляров¹, кандидат технических наук, kotliarovEIU@laspace.ru; E.Yu. Kotlyarov



В.В. Луженков¹, luzhenkovVV@laspace.ru; **V.V. Luzhenkov**

Анализируется процесс разработки и применения тепловой математической модели (ТММ) разгонного блока «Фрегат» (РБФ) для модернизированной версии РБФ «СУМ-1», в конструкции которого бортовое оборудование системы управления имеет модифицированную номенклатуру. Рассматриваются ключевые аспекты, касающиеся методики теплового расчёта РБФ на участке выведения; представлено последовательное описание расчётного цикла; рассмотрены альтернативные ТММ РБФ; демонстрируются примеры расчётов. Отдельное внимание уделено вопросам формирования специальной рабочей среды теплового моделирования, предназначенной для эффективного прогнозирования температурного режима РБФ в обеспечение пусковых компаний.

Ключевые слова:

система терморегулирования; разгонный блок; тепловая математическая модель; этап выведения; расчётная схема; приборная плита; рабочая среда; тепловое проектирование.

DOI: 10.26162/LS.2023.61.3.003

The process of the Fregat upper stage (RBF) thermal mathematical model (TMM) development and application is analyzed for the upgraded RBF SUM-1 version with an improved (modified) components of onboard control system. The key aspects of the RBF thermal design procedure during insertion phase are considered, consistent calculation cycle description is presented, alternative TMM RBF are considered, sample calculations are demonstrated. Special attention is given to the forming of a special thermal simulation operation environment aimed at effective forecasting of the RBF thermal mode for launch campaigns.

Keywords:

thermal control system; upper stage; thermal mathematical model; insertion phase; design pattern; equipment panel; operation environment; thermal design.

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

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

введение

К началу 2000 года в НПОЛ был разработан многофункциональный разгонный блок «Фрегат» (универсальный космический буксир), с помощью которого обеспечено более ста успешных запусков КА различного назначения. Дальнейшее применение РБФ сегодня и в ближайшем будущем объективно востребовано, и это подчёркивает значимость мероприятий, направленных на усовершенствование бортовых систем РБФ, а также на оптимизацию его конструкции и программно-алгоритмического обеспечения (*Ефанов В.В., Моишеев А.А.*, 2021; *Кошлаков В.В. и др.*, 2021).

Конструкцию РБФ упрощённо можно представить как связку из шести центрально-симметрично расположенных сферических элементов. Четыре «сферы» из этой связки используются в качестве топливных баков, а две – в качестве отсеков, внутри которых установлено бортовое оборудование. В центре конструкции, по оси «Х» РБФ, размещена маршевая двигательная установка (МДУ). Связка используется для крепления переходной фермы полезных нагрузок (ПН) вверху по оси «+Х», а также четырёх блоков двигателей малой тяги (ДМТ), малонаправленных антенн, узлов топливной арматуры и др. оборудования.

С целью обеспечения требуемого теплового режима РБФ его наружные поверхности преимущественно закрыты экранно-вакуумной теплоизоляцией (ЭВТИ), при этом диссипация излишков тепла от работающих блоков электроники осуществляется излучением в окружающее пространство через специально открытые, ориентированные по осям «+Y» и «-Y» и заданным образом покрытые поверхности, имеющиеся в составе двух гермоотсеков,

идентифицируемых как «МПО» и «ПО-2» (соответственно Малый приборный отсек и Приборный отсек-2, в стандартной версии РБФ). Преобладающая часть блоков электроники РБФ установлена внутри МПО и ПО-2, однако применительно к модернизированной версии РБФ «СУМ-1» было принято решение использовать только один отсек ПО-2 с целью охлаждения блоков, которые требуют циркулирующего потока газа. Для реализации такого технического решения из сферического элемента по оси «-У» был демонтирован МПО, а содержащиеся внутри него блоки, охлаждаемые газом, перенесены в ПО-2. На месте радиатора МПО была установлена фрезерованная плита из алюминиевого сплава, наружная поверхность которой выполняет функции радиатора, а внутренняя использована для установки блоков электроники негерметичного исполнения. Рисунок 1 демонстрирует сферический элемент РБФ, в котором изначально находился МПО, а в версии РБФ «СУМ-1» вместо МПО установлена приборная плита.

Более подробное описание системы обеспечения теплового режима (СОТР) РБФ, а также перечень требований к ней можно найти в работах (Луженков В.В., 2011; Луженков В.В., Игнатенко А.П., 2014), в которых, в частности, даны сведения о методике моделирования теплового режима РБФ и представлены среднестатистические данные о телеметрических измерениях температуры в полёте.

Предлагаемая статья прежде всего посвящена созданию и применению ТММ для РБФ «СУМ-1». Авторы фокусируют внимание на отличительных особенностях новой ТММ и обсуждают перспективы её усовершенствования.



рисунок 1. Приборная плита с приборами негерметичного исполнения, установленная на стенке шарообразного сегмента корпуса РБФ (*—Y*). Функционально заменяет демонтированный МПО

РАЗРАБОТКА И ПРИМЕНЕНИЕ ТЕПЛОВОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ РАЗГОННОГО БЛОКА «ФРЕГАТ «СУМ-1», ОСНАЩЁННОГО МОДИФИЦИРОВАННОЙ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ И ОДНИМ ПРИБОРНЫМ ОТСЕКОМ

1. О методике расчёта теплового режима РБФ СУМ-1 на этапе выведения

В обеспечение каждой пусковой компании, осуществляемой с помощью РБФ, выполняется расчётный прогноз его теплового режима для этапов наземной подготовки и функционирования в космосе. Температурное состояние РБФ моделируется с помощью ТММ, реализующей метод тепловых узлов или так называемый метод сосредоточенных параметров. Применительно к прогнозированию этапа выведения РБФ его ТММ представляет собой систему дифференциальных уравнений (ДУ) вида

$$C_i \cdot \frac{dT_i}{d\tau} = \sum_{i=1}^{n} Q_{i,i}, \qquad (1)$$

с помощью которой рассчитывают нестационарный тепловой баланс элементов конструкции РБФ в космосе. В баланс тепловых потоков в данном случае

входят: поглощённые падающие и отражённые солнечные потоки, поглощённые инфракрасные потоки от Земли, тепловые потоки, возникающие вследствие лучистого и механического взаимодействия между элементами конструкции (узлами ТММ РБФ), а также собственные тепловыделения узлов, например приборов. Модель содержит до 50 узлов, число которых варьируется в зависимости от комплектации РБФ оборудованием. В ТММ РБФ «СУМ-1» зарезервировано 10 узлов для конструкции разгонного блока, 19 – для ЭВТИ, 9 – для блоков электроники, 3 – для газового циркуляционного контура внутри ПО-2 и 2 узла для воспроизведения циклограмм нагрева сопла МДУ. Особенностью ТММ РБФ как для «СУМ-1», так и для стандартной версии РБФ с двумя гермоконтейнерами (ГК), являются наличие «опорных» тепловых узлов с заданной рабочей циклограммой температуры МДУ и учёт переменной теплоёмкости топливных баков в процессе функционирования РБФ.



а, **б** – геометрическая модель; **в** – параметры траектории выведения. **рисунок 2.** Геометрическая модель РБФ и график с данными пространственного положения, высоты и скорости РБФ



рисунок 3. Циклограммы функционирования тепловыделяющей электронной аппаратуры РБФ «СУМ-1»

В первом случае для моделирования температурного состояния охлаждаемой и неохлаждаемой частей сопла применяются циклограммы температур, регистрируемые при наземной отработке МДУ. С помощью двух циклограмм имитируется нагрев частей сопла (до достижения температуры стагнации, отдельно, для неохлаждаемой и для принудительно охлаждаемой частей сопла). Имитация включений осуществляется присвоением условно бесконечных тепловых проводимостей между опорными узлами (т.е. узлами с декларируемыми температурами МДУ) и узлами с вычисляемыми температурами МДУ для тех отрезков времени, в которых двигатель функционирует. Когда двигатель выключен, свободное охлаждение частей сопла моделируется в соответствии с заданными внешними тепловыми условиями полёта РБФ (т.е. расчёт температур РБФ и МДУ продолжает выполняться, но указанные бесконечные тепловые проводимости обнуляются).

Во втором случае корректировка теплоёмкости баков в тепловой математической модели РБФ осуществляется путём учёта изменения теплоёмкости горючего и окислителя (в процессе расчёта) по известным их расходам, которые соответственно привязаны к циклограммам включений МДУ (для рассматриваемого полётного задания).

Расчёт внешних тепловых потоков, поступающих к поверхностям РБФ, выполняют с помощью геометрической модели (ГМ) РБФ, созданной в рабочей среде отраслевого пакета прикладных программ «ТЕРМ», разработанного в ЦНИИмаш (Альтов В.В., Залетаев С.В., 2011). С этой целью могут использоваться также более поздние версии ТЕРМ, известные как «Therm_CSS» и «ВС_СОТР». Внешние потоки, падающие на площадки (поверхности) ГМ, рассчитываются с учётом пространственного положения и траектории движения РБФ. Затем, с учётом результатов расчёта, формируются 23 файла «поглощённых потоков», которые используются позже для расчёта теплового баланса узлов ТММ РБФ, связанных с поверхностями ГМ. Рисунок 2 демонстрирует конфигурацию геометрической модели (т.н. «геометрический примитив», примерно, 214 площадок), а также диаграмму, визуализирующую параметры полёта РБФ, необходимые для теплового расчёта (высота, время, скорость, углы между осями РБФ и направлением на Солнце). Подобная визуализация позволяет избегать «механических» ошибок до интеграции исходных данных в программное обеспечение ТЕРМ.

Собственно тепловая математическая модель «ТММ РБФ для выведения» представляет собой текст на языке FORTRAN, в котором отражены параметры узлов и тепловых связей, а также запрограммирован «генератор» и решатель системы уравнений ТММ. Вместе с группой текстовых, файлов, описывающих изменение поглощённых потоков и внутренних тепловыделений, указанная программа на языке FORTRAN идентифицируется названием «КРОТ» (рабочая среда).

Разделение геометрической (ТЕРМ) и тепловой (КРОТ) моделей РБФ вызвано потребностью оперативного многократного повторения вычислительных и аналитических процедур с целью оценки температурного состояния РБФ на выведении, а также необходимостью использования алгоритмов и приёмов, которые требуют непосредственной работы с исходными кодами программы, что в необходимом объёме не позволяет осуществлять программная среда ТЕРМ.

Функционирование тепловыделяющих блоков аппаратуры РБФ привязано к сеансам радиовидимости, а также к рабочим включениям МДУ (активным участкам полёта); часть оборудования при этом работает

РАЗРАБОТКА И ПРИМЕНЕНИЕ ТЕПЛОВОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ РАЗГОННОГО БЛОКА «ФРЕГАТ «СУМ-1», оснащённого модифицированной системой управления и одним приборным отсеком

постоянно. Рисунок 3, отражающий циклограммы работы блоков аппаратуры для первого применения РБФ «СУМ-1» показывает, что для моделирования теплового режима внутренние тепловыделения блоков ПО-2 объединены, а приборы БКТ, РПТ, БПДД, ЛКМ, СИТ, ЦБ-4 и передатчик РПТ, установленные на плите, моделируются индивидуально, отдельными узлами. В номенклатуре «СУМ-1» блоки ЛКМ и СИТ представлены парами, т.е. установлено не по одному, а по два блока ЛКМ и СИТ, что отражено дополнительными двумя узлами в ТММ. Из циклограмм рисунка 3 можно видеть, что для рассматриваемого выведения РБФ «СУМ-1» выполняется пять включений МДУ и четыре включения передатчика РПТ (по фактическому числу наземных зон радиовидимости).

С учётом вышесказанного тепловой расчёт РБФ на выведении, в частности для РБФ «СУМ-1», можно представить в виде последовательности действий (шагов):



рисунок 4. Блок-схема усовершенствованных процедур для подготовительных и вычислительных операций при расчёте теплового режима РБФ «СУМ-1» на выведении

1. Обработка и адаптация файлов исходных данных (из первоисточников), определяющих изменение по времени пространственного положения, высоты и направления полёта РБФ, с момента сброса ГО. Формируется файл исходных данных (ИД) с шагом от 1 с до 60 с для последующего применения в среде ТЕРМ.

2. Расчёт поглощённых (или падающих) внешних потоков, солнечных, отражённых и собственных от Земли, на площадки геометрической модели РБФ (кол-во площадок не менее 214). Расчёт выполняется с помощью TEPM (или Therm-CSS).

3. Подготовка и адаптация 23 текстовых файлов, содержащих циклограммы поглощённых тепловых потоков на площадки ГМ для расчёта теплового баланса узлов ТММ РБФ. (ТММ разработана в программной среде КРОТ.)

4. Формирование циклограмм включений блоков оборудования и МДУ, а также циклограммы прохождения наземных зон радиовидимости. (Данные представляются в виде числовых массивов непосредственно в тексте программы КРОТ.)

5. Расчёт температур конструкции РБФ с помощью узловой ТММ КРОТ. Количество узлов ТММ около 50.

6. Обработка, анализ и обобщение результатов расчёта, определение минимумов и максимумов температуры, подготовка отчётных материалов с применением программного обеспечения Grapher и MS_Office (Word, Excel).

2. Пути модификации программного обеспечения и рабочей среды для расчёта теплового режима РБФ на этапе выведении

При разработке ТММ РБФ «СУМ-1» была реализована частичная оптимизация действий по подготовке исходных данных и выполнению вычислительных операций, а также по обработке и анализу результатов расчёта. Рисунок 4 демонстрирует блок-схему функционирования комплексной рабочей среды (находящейся в процессе создания), фактически «программной надстройки», позволяющей упростить и ускорить работу по моделированию теплового режима РБФ на выведении.

Согласно этой блок-схеме, с помощью EXCEL и VBA (встроенного языка Visual Basic) предлагается автоматизировать все шаги, связанные с подготовкой и выполнением теплового расчёта РБФ при выведении. Прежде всего это касается всех пост- и препроцессорных действий, т.е. работы с выходными и входными данными. При этом расчёт внешних потоков для большей достоверности и контроля предполагается выполнять строго используя программное



рисунок 5. Расчётная схема ТММ РБФ «СУМ-1»

обеспечение ТЕРМ. Реализацию непосредственно расчёта температур РБФ с помощью ТММ можно предложить как минимум в четырёх вариантах.

Вариант 1. Выполнять расчёт внешних потоков и температур «не покидая» рабочей среды ТЕРМ. Для этого требуется в модельном файле ТЕРМ объединить ГМ и узловую ТММ, аналогичную применяемой в КРОТ. Этот путь позволит не готовить отдельную базу внешних потоков для КРОТ, однако в среде ТЕРМ дополнительно необходимо разработать пользовательскую библиотеку (User.dll), которая опишет переменные тепловые связи, переменные теплоёмкости и функционирование газовых контуров.

Вариант 2. Выполнять расчёт температур с помощью специально разработанной узловой ТММ, имеющей идентичные узлы и связи «как в оригинале» КРОТ, но использовать для этого решатель, разработанный в VBA EXCEL. Этот путь позволяет использовать TEPM только для расчёта внешних потоков, а все остальные действия выполнять только с применением среды «VBA EXCEL MULTI-TOOL», однако, здесь необходимо создавать базы внешних потоков (шаг 3 раздела 1) и иметь VBA-«решатель» системы ДУ ТММ.

Вариант 3. По изначально отработанному алгоритму выполнять расчёт температур с помощью ТММ КРОТ, но в качестве пост- и препроцессора использовать вновь разработанную рабочую среду «VBA EXCEL MULTI-TOOL» (см. рисунок 4). Вариант 4. Использовать «полный двойник» программы КРОТ, но созданный в BASIC для VBA, т.е. не использовать более исходные коды на языке FORTRAN и, следовательно, получить преимущества, которые достигаются во втором варианте.

На данный момент предварительно разработаны два первых прототипа ТММ из вышеперечисленных. В рабочей среде ТЕРМ разработан модельный файл «ГМ+ТММ» и создана необходимая библиотека пользователя для обработки переменных связей, теплоёмкостей и др. В качестве второго варианта разработана тепловая модель с помощью VBA EXCEL, воспроизводящая узлы и связи модели КРОТ, а в качестве решателя применяющая метод Адамса (*Caмарский А.А., Гулин А.В.*, 1989) с постоянным шагом. Далее эта ТММ идентифицируется здесь как VBA ADAMS.

Расчётная схема РБФ «СУМ-1» приведена на рисунке 5. Здесь можно видеть узлы (специально выделены на рисунке), отвечающие за приборную плиту, газовый контур ПО-2, баки, ЭВТИ. Фрагмент схемы «Плита «–У» представляет вновь разработанные узлы и связи ТММ, прочие узлы и проводимости наследуются от многократно опробованной стандартной ТММ РБФ.

Отдельного внимания требует описание способов моделирования газовых контуров в TMM TEPM и VBA ADAMS. В тепловых моделях, реализующих метод сосредоточенных параметров, тепловой поток Q, переданный от газа к некоему узлу, может

РАЗРАБОТКА И ПРИМЕНЕНИЕ ТЕПЛОВОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ РАЗГОННОГО БЛОКА «ФРЕГАТ «СУМ-1», оснащённого модифицированной системой управления и одним приборным отсеком



a – TMM VBA ADAMS; 6 – TMM TEPM.рисунок 6. Расчётные схемы газового контура

быть определён по разности температур газа на входе в узел, T' и на выходе из него T''

$$Q = CG \cdot (T' - T''), \tag{2}$$

где *CG* – водяной эквивалент, Дж/К.

Однако температура газа на выходе заранее неизвестна, поэтому расчёт теплового потока от газа к узлу T_W , с которым газ взаимодействует, выполняют на каждом шаге интегрирования системы (1) по тем-



пературе газа *T*′ на входе, используя формулу (Исаченко В.П. и др., 1975)

$$Q = CG \cdot \left(T' - T_{W}\right) \cdot \left(1 - \exp\left(-\frac{KF}{CG}\right)\right),\tag{3}$$

где T_W – температура узла, °С, с которым газовый поток в теплообмене; KF – полный коэффициент теплопередачи от газа к поверхности узла, Вт/К. Далее по уравнению (2) уточняют все температуры



рисунок 7. Расчётные температуры в узлах ТММ РБФ «СУМ-1», полученные с помощью модели ТЕРМ








a - TEPM; 6 - VBA ADAMS; B - KPOT.

рисунок 8. Результаты расчёта температуры блоков оборудования на приборной плите РБФ «СУМ-1», полученные с помощью различных ТММ

РАЗРАБОТКА И ПРИМЕНЕНИЕ ТЕПЛОВОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ РАЗГОННОГО БЛОКА «ФРЕГАТ «СУМ-1», оснащённого модифицированной системой управления и одним приборным отсеком

выхода и, используя их повторно как температуры входа в следующий по потоку теплоносителя узел, посредством итераций добиваются сходимости значений температур газового контура на данном шаге интегрирования. То есть система уравнений для температур газа рассматривается как отдельная система алгебраических уравнений.

На рисунке ба показана расчётная схема для ТММ VBA ADAMS, которая реализует описанный принцип. В обозначениях: $Q_{\rm OF}$ – внутреннее тепловыделение в узле, Вт, через который следует поток газа; Q_{Γ} – тепловой поток, Вт, рассчитанный с помощью (3).

Несколько иначе интерпретируется газовый герметичный контур в ТММ ТЕРМ (рисунок 6) с помощью библиотеки пользователя. Здесь узел «газ» представлен наравне с остальными узлами ТММ, т.е. для температуры газа на выходе из узла, с которым газ взаимодействует, составляется собственное дифференциальное уравнение вида (1). Поскольку температура выхода « $T_{\Gamma}(i)$ » есть температура входа газа для следующего узла, в который направлен поток, с помощью специально разработанной пользовательской библиотеки ТЕРМ поток в узел « $T_{\Gamma}(i)$ » вычисляется по уравнению (2).

Понятно, что K^* и KF на рисунке 6 имеют разные значения и физическое толкование, но для фиксированной величины CG, используя зависимость температур газа на входе и выходе из узла с температурой T_W (Исаченко В.П. и др., 1975)

$$(T''-T_w) = (T'-T_w) \cdot \left(\exp\left(-\frac{KF}{CG}\right) \right), \tag{4}$$

нетрудно выразить однозначную связь между *К*^{*} и *КF*:

$$K^* = CG \cdot \left(\exp\left(\frac{KF}{CG}\right) - 1 \right).$$
(5)

Отметим, что представление узловых температур газа с использованием дифференциальных уравнений (т.е. с учётом не только изменения энтальпии при переходе газа из узла в узел, но и полной энтальпии газа) – физически обоснованный приём, т.к. масса газа в ПО-2 ненулевая, составляет около 0.4 кг и, следовательно, теплоёмкость составляет около 400 Дж/К.

3. Некоторые результаты, полученные в процессе применения альтернативных версий ТММ РБФ «СУМ-1», разработанных авторами

Результаты моделирования теплового режима РБФ «СУМ-1» при выведении показаны на рисунке 7. Здесь представлены расчётные температуры для всех узлов модели ТММ РБФ. Функционирование РБФ, с учётом выведения и отделения основной и попутных полезных нагрузок, длится около 19000 с. Наибольший диапазон изменений температуры зафиксирован для МДУ, а также для узлов, моделирующих наружные поверхности ЭВТИ РБФ. В «трубке» температур от 10 до 35°С находятся температуры конструкции и бортового оборудования. Представленный график температур рассчитан в рабочей среде ТЕРМ с использованием базы внешних потоков, рассчитанных там же, т.е. минуя шаги 3, 4, 5, описанные в разделе 1. Автоматический оперативный анализ результатов на «минимум - максимум» (с помощью макросов EXCEL) показал, что все расчётные температуры находятся в допустимых пределах. Не представляется возможным показать здесь всё множество графиков, диаграмм и таблиц, которые автоматически строятся для оперативного просмотра результатов расчёта. Определённая часть этих материалов применяется при оформлении Теплового расчёта РБФ для выведения, который выпускается в установленном порядке в процессе предпусковой подготовки РБФ.

С точки зрения анализа теплового режима РБФ «СУМ-1», особый интерес представляют результаты расчёта температур на вновь созданной негерметичной плите с приборами. Рисунок 8 показывает расчётные температуры блоков, установленных на приборной плите. Расчёт выполнен с применением трёх ТММ. Сравнивая графики, можно заключить, что результаты для вариантов 8а и 8б в достаточной мере схожи, и это для отличающихся численных методов и рабочих сред TMM VBA ADAMS и TMM TEPM есть положительный результат. (Применяется в этих ТММ соответственно метод Адамса с постоянным шагом и метод Рунге – Кутты с переменным). В то же время расчётные температурные кривые, полученные с помощью ТММ КРОТ, показывают незначительную разницу температур. Применяемый в последнем случае численный метод существенно отличается как от метода Адамса, так и от метода Рунге – Кутты (Дьяконов В.П., 1987). В программной среде КРОТ (Кремнев Р.С., Роговский Г.Н. и др., 1988) применяется конечно-разностный неявный метод решения системы ДУ, в котором правые части линеаризованы, и это позволяет на каждом шаге численного дифференцирования решать систему линейных алгебраических уравнений теплового баланса для времени $\tau + \Delta \tau$ методом Гаусса.

Учитывая, что прототипы альтернативных ТММ создаются впервые и находятся в стадии разработки, приоритетными следует считать результаты, полученные с помощью ТММ КРОТ. При этом все три варианта ТММ подтверждают успешное выполнение требований к тепловому режиму РБФ. Дальнейшее

использование вновь разрабатываемых TMM должно выполняться прежде всего в порядке их последовательной корреляции с использованием результатов телеметрии.

На текущий момент возможность выполнять расчёт температурного состояния РБФ различными способами позволяет повысить достоверность моделирования, а комплексная рабочая среда «VBA EXCEL MULTI-TOOL», по завершении её разработки, позволит значительно ускорить анализ результатов и их оформление.

заключение

В настоящей работе представлены основные аспекты создания и применения ТММ РБФ «СУМ-1». Отличительной особенностью РБФ «СУМ-1», с точки зрения обеспечения и моделирования теплового режима, является установка специально созданной приборной плиты, которая попутно применяется как один из радиаторов СОТР РБФ.

Группа бортовых приборов негерметичного исполнения была размещена на фрезерованной плите из алюминиевого сплава, установленной на месте демонтированного малого приборного отсека (МПО), при этом все приборы, требующие охлаждения циркулирующим потоком газа, сгруппированы в едином герметичном приборном отсеке ПО-2.

Авторами разработаны три версии ТММ РБФ «СУМ-1» на базе расчётной схемы тепловой математической модели стандартной версии РБФ с двумя гермоотсеками и выполнен расчёт теплового режима модернизированного РБФ для предстоящего выведения КА «Метеор-М» № 2-3 с попутными полезными нагрузками. С помощью разных ТММ и рабочих сред авторы подтвердили приемлемость технических решений, принятых для СОТР РБФ «СУМ-1». Расчётные температуры конструкции и оборудования РБФ, в частности блоков негерметичного исполнения, установленных на приборной плате, находятся в допустимых пределах, с необходимым запасом.

Выполняя запланированные технические мероприятия по разработке ТММ модифицированной версии РБФ, авторы сформулировали задачу по созданию обновлённой программной рабочей среды, которая позволит прогнозировать тепловой режим РБФ в перспективных пусках на более высоком качественном уровне. Одновременно с этим подчёркивается необходимость сохранения достигнутых знаний и опыта, полученных в сложившейся практике подготовки пусков РБФ. Обновление программного обеспечения позволит повысить эффективность и качество расчётов, однако оно должно быть создано на базе и с применением параметров и характеристик, отработанных в многолетней практике применения ТММ КРОТ.

Разработанные материалы могут быть полезны для начинающих специалистов, занимающихся тепловым моделированием, а также использованы в качестве обучающего материала специалистами, привлекаемыми к работам в обеспечение перспективных пусков КА с помощью РБФ.

список литературы

Альтов В.В., Залетаев С.В. и др. Расчет теплового режима космических аппаратов в орбитальном полете. Пакет прикладных программ «ТЕРМ» // Рег. № 4151 от 18.10.2011 ФАП. ФГУП ЦНИИмаш. Королёв, 2011.

Дьяконов В.П. Справочник по алгоритмам и программам на языке бейсик для персональных ЭВМ. М.: Наука. Гл. ред. физ. мат. лит., 1987. 240 с.

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

Исаченко В.П., Осипова В.А., Сукомел А.С. Теплопередача: учеб. для вузов. Изд. 3-е, перераб. и доп. М.: Энергия, 1975. 488 с.

Кошлаков В.В., Архангельский Н.И., Нестеров В.М. Концепция экспериментального полёта лунного демонстратора с ЭРДУ в комплексе с буксиром «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 3. С. 14-22

Кремнев Р.С., Роговский Г.Н., Пичхадзе К.М., Богданов В.В. и др. Расчет температур элементов прибора при наличии кондуктивных и радиационных связей в квазистационарном приближении – КРОТ // Королёв: ОФАП ФГУП ЦНИИмаш, 1988. 29 с. 301.105.0190–01.13–ЛУ.

Луженков В.В. Система обеспечения теплового режима многофункционального разгонного блока «Фрегат» // Тепловые процессы в технике. 2011. Т. 3, № 2. С. 89-96.

Луженков В.В., Игнатенко А.П. Система обеспечения теплового режима межорбитального космического буксира «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина». 2014. № 1. С. 37-40.

Самарский А.А., Гулин А.В. Численные методы: учеб. пособие для вузов. М.: Наука. Гл. ред. физ-мат. лит. 1989. 432 с.

Статья поступила в редакцию 25.05.2023 Статья после доработки 25.05.2023 Статья принята к публикации 25.05.2023

К ВОПРОСУ СОЗДАНИЯ ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКОГО ПРИВОДА РАСКРЫТИЯ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КРУПНОГАБАРИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ



В.Н. Зимин¹, доктор технических наук, zimin@bmstu.ru; **V.N. Zimin**



A.B. Крылов¹, доцент, кандидат технических наук, kav1982@bmstu.ru; A.V. Krylov

В статье предлагается использовать проволоку из материала никелида титана в качестве активного элемента для создания термомеханического привода. Обеспечение необходимых больших перемещений при раскрытии трансформируемых крупногабаритных космических конструкций активными элементами привода требует значительных линейных размеров проволоки. Показано, что технические решения данной проблемы возможны за счёт определённой укладки длинных проволочных активных элементов.

Ключевые слова: привод; эффект памяти формы; трансформируемая космическая конструкция.

DOI: 10.26162/LS.2023.61.3.004

введение

Перспективы развития радиоастрономии, солнечной энергетики, космической связи, исследования земной поверхности и других планет из космоса в настоящее время непосредственно связаны с возможностью вывода в космос крупногабаритных конструкций (Ширшаков А.Е. и др., 2022). Уникальность и высокая стоимость крупногабаритных космических конструкций порождают необходимость проведения

ON THE ISSUE OF DEVELOPMENT OF A THERMOMECHANICAL ACTUATOR FOR DEPLOYMENT OF LARGE TRANSFORMABLE SPACE STRUCTURES



Г.Н. Кувыркин¹, профессор, доктор технических наук, fn2@bmstu.ru; G.N. Kuvyrkin



A.O. Шахвердов¹, shah@bmstu.ru; A.O. Shakhverdov

The article suggests implementation of a titanium nickelide wire as an active element for creating a thermomechanical actuator. Large displacements during deployment of large transformable space structures performed by active elements of the actuators require significant linear dimensions of the wire. It is shown that technical solutions are possible provided by specific laying of long wire active elements.

Keywords: actuator; shape memory effect; transformable space structure.

всестороннего наземного механического и технологического эксперимента. Сложности, возникающие при моделировании в наземном эксперименте условий эксплуатации в космосе, требуют создания дорогостоящих стендов обезвешивания крупногабаритных космических конструкций и уникальных по размерам вакуумных камер. Особый класс крупногабаритных космических конструкций образуют

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва.

Bauman Moscow State Technical University, Russia, Moscow.

трансформируемые конструкции, т.е. конструкции, схема которых допускает автоматическое изменение конфигурации (Пономарев С.В., 2011). Трансформируемые конструкции доставляются на космические орбиты в сложенном состоянии, и дальнейшее приведение их в рабочее состояние связано с процессом раскрытия (Бабакин Н.Г., 2020). Вопросы математического моделирования динамики раскрытия систем изменяемой конфигурации - предмет широкого исследования учёных, инженеров и конструкторов. Конструктивная схема космических систем изменяемой конфигурации содержит множество элементов, соединённых шарнирными узлами, которые жёстко фиксируют трансформируемую систему в рабочем состоянии. Процедура раскрытия конструкции происходит под воздействием силовых приводов, в качестве которых могут использоваться различного рода пружины, электродвигатели и т.д. Приводы с эффектом памяти формы (ЭПФ) позволят довольно просто управлять процессом раскрытия, избавят от необходимости устанавливать всевозможные демпферы для гашения ударных нагрузок при фиксации рабочего состояния трансформируемой конструкции, которые требуются при использовании пружин, развёртывающих систему изменяемой конфигурации за счёт запасённой упругой энергии (Шишкин С.В., Махутов Н.А., 2007).

Существуют три типа силовых приводов (исполнительных устройств) на основе материалов с ЭПФ (Молодцов Г.А. и др., 2000). Первый тип – однонаправленный привод прямого действия, так как он работает однократно; второй тип – силовой привод с пружиной смещения, пружина используется для генерации восстанавливающей силы; третий тип н– дифференциальный, в нём используют элемент из материала с ЭПФ (вместо пружины) для создания активной силы смещения и другой деформируемый элемент из материала с ЭПФ с начальным запасом энергии, обусловленной начальным напряжением.

В качестве силовых приводов, способных обеспечить «управляемое» раскрытие крупногабаритных космических конструкций изменяемой конфигурации, предложено использовать приводы, активный силовой элемент которых выполнен в виде проволоки из материала никелида титана (Зимин В.Н. и др., 2022). Данный материал с ЭПФ обладает способностью к деформированию при низких температурах и к сохранению этой деформации до тех пор, пока он не нагрет. Как правило, проволоку из никелида титана нагревают за счёт пропускания через неё электрического тока. Для силовых элементов привода управляющим воздействием может быть только температурное поле. При этом, наряду с задачей деформирования, возникает необходимость решать задачу теплопроводности (Гришанина Т.В., Шклярчук Ф.Н., 2007).

В качестве первого приближения можно принять, что изменение тепловой энергии привода с активным элементом в виде проволоки из никелида титана при наземных испытаниях равно количеству теплоты, поступившему за счёт электрической энергии, минус тепловые потери от естественной конвекции:

$$cm\frac{dT}{dt} = RI^2 - \alpha S \left(T - T_{\rm c}\right),\tag{1}$$

где c – удельная массовая теплоёмкость; m – масса активного элемента привода; T – температура активного элемента; R – сопротивление материала активного элемента привода; I – сила тока; α – коэффициент теплообмена; S – площадь поверхности теплообмена; T_c – температура окружающей среды.

Электрическое сопротивление активного элемента силового привода *R* определяется по формуле

 $R=\rho L/A$,

где ρ – удельное электрическое сопротивление материала активного элемента; A и L – соответственно площадь и длина активного элемента силового привода.

Далее, следуя (Schiedeck F., Hemsel T., Wallaschek J., 2006), при начальном условии $T=T_0(t=0)$ решение (1) будет иметь вид

$$T(t) = \overline{T} - (\overline{T} - T_0) \exp(-t/\beta),$$

где \overline{T} – равновесная температура; $\beta = cm/\alpha S$.

1. Результаты испытаний

В ходе количественных и качественных исследований проволок с ЭПФ из материала никелида титана выявлены некоторые характеристики, важные для их применения в качестве активных элементов термомеханических приводов. Активные элементы термомеханического привода (проволока диаметром 1,5 мм) подвергались различным видам температурной обработки, при этом длина образцов составляла 160 мм. Термообработка проводилась с целью устранения возможных внутренних напряжений. Затем образцы активных элементов предварительно растягивались (деформировались) до относительного удлинения порядка 10% и в этом состоянии фиксировались. Длина образцов при этом составляла 176 мм. После снятия фиксации их длина уменьшилась на 0,9...1,0% от новой длины. Дальнейшие испытания образцов активных элементов термомеханического привода с ЭПФ проводились при температуре окружающей среды $T_{\rm c}=25^{\circ}{\rm C}$ и T_c=47°C. Так как управляющим воздействием на активные элементы из материала с ЭПФ термомеханического привода является изменение температуры, то в условиях космического пространства инициировать его срабатывание можно несколькими способами: как пропусканием через них электрического

К ВОПРОСУ СОЗДАНИЯ ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКОГО ПРИВОДА РАСКРЫТИЯ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КРУПНОГАБАРИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ



 при измерении датчиком; 2, 3, 4 – при расчётных коэффициентах теплообмена α, равных 25, 50 и 70.
 рисунок 1. Результаты испытаний и численных расчётов изменения температуры активного элемента

тока, так и радиационным нагревом (солнечным излучением). В качестве управляющего воздействия в процессе испытаний использовалось пропускание электрического тока через активные элементы.

В ходе исследований измерялись следующие параметры: температура активного элемента, электрическое сопротивление, рабочий ход и время срабатывания. В ходе проведения испытаний при пропускании электрического тока силой 10...11 А образцы активных элементов силового привода нагревались до температуры 100...130°С и их длина становилась равной порядка 166 мм. Результаты исследований приведены в таблице 1.

На рисунке 1 приведены результаты испытаний и численных расчётов изменения температуры активного элемента силового привода при различных коэффициентах теплообмена.

При расчёте изменения температуры активных элементов силового привода проводился подбор коэффициента теплообмена. В ходе численного эксперимента



1 – при измерении датчиком; **2**, **3** – при расчётных значениях тока *I*, равных 11 А и 17 А.

рисунок 2. Результаты испытаний и численных расчётов изменения температуры активного элемента

полученные результаты хорошо коррелировались с результатами экспериментальных исследований. В расчётах учитывалось изменение сопротивления и теплоёмкости активных элементов в процессе нагрева.

Испытания образцов активных элементов силового привода с ЭПФ при температуре окружающей среды T_c =47°С проводились в климатической камере. Измерялись следующие параметры: температура активного элемента, рабочий ход и время срабатывания. В ходе испытаний при пропускании электрического тока силой 15...18 А образцы активных элементов термомеханического привода нагревались до температуры 80...100°С и их длина становилась равной порядка 167 мм. Результаты исследований приведены в таблице 2.

На рисунке 2 приведены результаты испытаний и численных расчётов изменения температуры активного элемента термомеханического привода.

При расчёте изменения температуры активных элементов термомеханического привода проводился

тэблицэ 1	Deputitori	прадроритации	ноополороний при	тампаратира	Mentoration and	$T = 25^{\circ}C$
таолица т	– гезультаты	предварительных	исследовании при	remneparype	окружающей	реды $I_c = 25$ С

показатель	образец № 1	образец № 2	образец № 3	образец № 4	образец № 5
начальная длина активного элемента L_0 , мм	160	160	160	160	160
длина растянутого (деформированного) активного элемента L ₁ , мм	176	176	176	176	176
время срабатывания активного элемента, с	20	21	19	20	20
длина активного элемента после срабатывания L ₂ , мм	165	166	166	166	166
рабочий ход, %	6,3	5,7	5,7	5,7	5,7

таблица 2 – Результаты предварительных исследований при температуре окружающей среды *T*_c=47°C

показатель	образец № 1	образец № 2	образец № 3	образец № 4	образец № 5
начальная длина активного элемента L_0 , мм	160	160	160	160	160
длина растянутого (деформированного) активного элемента L ₁ , мм	176	176	176	176	176
время срабатывания активного элемента, с	13	22	15	37	15
длина активного элемента после срабатывания L ₂ , мм	170	167	167	167	167
рабочий ход, %	3,5	5,1	5,1	5,1	5,1



1, **2**, **3** – при расчётных значениях коэффициента теплообмена *α*, равных 20, 50 и 140.

рисунок 3. Результаты численных расчётов изменения температуры активного элемента

подбор коэффициента теплообмена. В ходе численного эксперимента полученные результаты хорошо коррелировались с результатами экспериментальных исследований.

На рисунке 3 приведены результаты численных расчётов изменения температуры активного элемента термомеханического привода.

Общая деформация активного элемента (проволоки) из материала с ЭПФ складывается из упругой, температурной и фазовой деформаций:

 $\varepsilon = \varepsilon^{(e)} + \varepsilon^{(T)} + \varepsilon^{(\phi)},$

где $\varepsilon^{(e)} = \sigma/E - упругая деформация; \sigma - напряжение$ в текущей точке поперечного сечения; <math>E – модуль упругости; $\varepsilon^{(T)} = \alpha_T \Delta T$ – температурная деформация; α_T – коэффициент линейного (температурного) расширения; $\varepsilon^{(ф)}$ – фазовая деформация. Чтобы использовать проволоку из материала никелида титана в качестве активного элемента в приводах для раскрытия космических конструкций изменяемой конфигурации, необходимо определить его длину. Длина проволоки определяется исходя из требуемой величины рабочего хода по величине восстанавливаемой (фазовой) деформации:

$$L = \frac{\Delta L}{\varepsilon^{(\phi)}},$$

где ΔL – требуемое перемещение активного элемента силового термомеханического привода (*Бар*винок В.А. и др., 2013).

При этом шарнирные узлы космической конструкции изменяемой конфигурации должны обеспечивать большие перемещения (линейные или угловые) смежных звеньев во время её раскрытия (трансформации). Обеспечение больших перемещений активными элементами привода с ЭПФ требует значительных линейных размеров проволоки, выполненной из материала никелида титана. Этот недостаток, видимо, возможно преодолеть за счёт соответствующей укладки длинного проволочного активного элемента.



рисунок 4. Цилиндрическая оправка с активным элементом

Для оценки технических решений данной проблемы были проведены следующие испытания. К активному элементу первоначальной длины 389 мм прикладывалось растягивающее усилие 1,07 кН. За счёт приложения растягивающего усилия активный элемент деформировался до 427,9 мм. После снятия нагрузки длина активного элемента уменьшилась до 420 мм. Далее активный элемент был намотан в три витка на цилиндрическую оправку диаметром 38 мм и жёстко закреплён относительно экспериментального стенда (рисунок 4). При этом один конец активного элемента (проволоки) также был жёстко закреплён относительно стенда, а другой, свободный, – подсоединён к датчику перемещений.

При нагреве рабочий ход (уменьшение относительного удлинения активного элемента) составил 14,56 мм (3,5%). При проведении экспериментальных исследований данного активного элемента без цилиндрической оправки рабочий ход составил 20,9 мм (5%). Уменьшение рабочего хода связано с трением, которое возникает между проволокой и оправкой. Несмотря на уменьшение рабочего хода преимущество данного технического решения очевидно, так как габарит активного элемента по направлению срабатывания силового привода уменьшился с 420 мм до 60 мм.



рисунок 5. Фторопластовый диск с активным элементом

К ВОПРОСУ СОЗДАНИЯ ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКОГО ПРИВОДА РАСКРЫТИЯ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КРУПНОГАБАРИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ

В следующем эксперименте вместо цилиндрической оправки был использован диск из фторопласта (рисунок 5).

К активному элементу первоначальной длины 436,6 мм прикладывалось растягивающее усилие, равное 1,1 кН. За счёт приложения растягивающего усилия активный элемент деформировался, и его длина составила 480,3 мм. После снятия нагрузки длина активного элемента уменьшилась до 472,2 мм. Затем активный элемент укладывался в канавку на внешней поверхности диска из фторопласта. Один конец активного элемента закреплялся к неподвижному элементу экспериментального стенда, а другой конец был закреплён на диске, который имел возможность вращаться вокруг своей оси. Диаметр диска составлял 130 мм. При нагреве рабочий ход составил 23,6 мм (5%).

2. Обсуждение результатов

Результаты проведённых испытаний показали, что фазовые превращения и, следовательно, фазовые деформации активных элементов с ЭПФ весьма чувствительны к изменениям температуры. По этой же причине на фазовые деформации существенно влияет температура окружающей среды.

В ходе экспериментальных исследований получены температурные зависимости деформаций памяти формы и деформационно-силовые зависимости для активных элементов, работающих в условиях одноосного сжатия. Анализируя полученные результаты экспериментальных исследований, можно сделать вывод, что активный элемент при работе в условиях осевого сжатия имеет большие значения восстанавливающей силы (развиваемое усилие), но малые перемещения (рабочий ход). Обеспечение больших перемещений активными элементами привода с ЭПФ требует значительных линейных размеров проволоки, выполненной из материала никелида титана. Этот недостаток можно преодолеть за счёт соответствующей укладки длинного проволочного активного элемента в составных звеньях космической конструкции изменяемой конфигурации. Техническое решение данной проблемы возможно за счёт различных вариантов компоновки трансформируемой космической конструкции.

заключение

Наиболее рационально термомеханический привод с ЭПФ может быть использован в конструкциях крупногабаритных трансформируемых космических систем. Для успешного применения приводов с ЭПФ необходима инженерная методика их проектирования с заданными параметрами. Для создания такой методики требуется разработка математической модели, отражающей процесс функционирования активного элемента термомеханического привода с ЭПФ и позволяющей определять его характеристики (рабочий ход, время срабатывания и усилие, создаваемое активным элементом). При конструировании приводов, использующих материалы с ЭПФ, пока основную роль играют экспериментальные методы, так как для создания математических моделей необходимо большое число фактических экспериментальных данных (*Ефанов В.В., Колобов А.Ю.*, 2014). Это затрудняет разработку эффективных инженерных методов расчёта и конструирования приводов из материалов с ЭПФ для создаваемых крупногабаритных трансформируемых космических конструкций.

список литературы

Бабакин Н.Г. Об истории создания комплекса «СПЕКТР-Р» («РАДИОАСТРОН») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 2. С. 34-40. DOI: 10.26162/LS.2020.48.2.004.

Барвинок В.А., Богданович В.И., Грошев А.А. и др. Методика проектирования силовых приводов из материала с эффектом памяти формы для ракетно-космической техники // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2013. Т. 15, № 6. С. 272-277.

Гришанина Т.В., Шклярчук Ф.Н. Динамика упругих управляемых конструкций. М.: Изд-во МАИ, 2007. 328 с.

Ефанов В.В., Колобов А.Ю. Применение интеллектуальных материалов в авиационно-космической технике: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 2014. 48 с.

Зимин В.Н., Крылов А.В., Кувыркин Г.Н., Шахвердов А.О. К вопросу создания безударного привода раскрытия трансформируемых космических конструкций // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2022. № 3. С. 47-51.

Молодиов Г.А., Биткин В.Е., Симонов В.Ф., Урмансов Ф.Ф. Формостабильные и интеллектуальные конструкции из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 2000. 352 с.

Пономарев С.В. Трансформируемые рефлекторы антенн космических аппаратов // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2011. № 16. С. 110-119.

Ширшаков А.Е., Ефанов В.В., Моишеев А.А., Шостак С.В. Уникальные проекты коллектива НПО имени С.А. Лавочкина (к 85-летию предприятия) // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 8-22.

Шишкин С.В., Махутов Н.А. Расчет и проектирование силовых конструкций на сплавах с эффектом памяти формы. М., Ижевск: НИЦ Регулярная и хаотическая динамика, 2007. 412 с.

Schiedeck F., Hemsel T., Wallaschek J. The use of shape memory alloy wires in actuators // Solid state Phenomena. 2006. Vol. 113. P. 195-198.

Статья поступила в редакцию 19.06.2023 Статья после доработки 20.06.2023 Статья принята к публикации 20.06.2023

ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ НАПРЯЖЁННО-ДЕФОРМАЦИОННЫХ СОСТОЯНИЙ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ БРОСКОВЫХ ИСПЫТАНИЯХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

MEASUREMENTS OF STRESS-STRAIN STATE PARAMETERS OF STRUCTURES DURING SPACECRAFT DROP TESTS



Ю.Н. Мишин^{1,2}, MishinIUN@laspace.ru; Yu.N. Mishin



С.А. Защиринский¹, acnupaнm, ZashchirinskiiSA@laspace.ru; **S.A. Zashchirinsky**



В.М. Новичков³, кандидат технических наук, v13217@yandex.ru; **V.M. Novichkov**

В статье рассмотрены составляющие метрологического обеспечения при бросковых (статодинамических) испытаниях космических аппаратов. Показаны особенности программных комплексов для математического моделирования теплонапряжённых конструкций. Предложен способ получения оценки отдельных метрологических характеристик измеряемых параметров для улучшения точности модели напряжённо-деформационного состояния конструкции космического аппарата при посадке на грунт. Обобщён опыт анализа оценок погрешностей при статодинамическом нагружении конструкции космического аппарата.

Ключевые слова: космический аппарат; бросковые испытания; метрологические характеристики; тензодатчик; точность; погрешность.

DOI: 10.26162/LS.2023.61.3.005

The article reviews the elements of metrological support during the drop (static-dynamic) tests of spacecraft. The features of software packages for mathematical simulation of heat-stressed structures are presented. There is a proposed method of estimating single metrological characteristics of the measured parameters in order to improve the accuracy of the stress-strain state model of the spacecraft structure during landing on the ground. The article summarizes the experience of analyzing margin of error in staticdynamic loading of the spacecraft structure.

Key words: spacecraft; drop tests; metrological characteristics; load cell; accuracy; margin of error.

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

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

² ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

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

³ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва.

Bauman Moscow State Technical University, Russia, Moscow.

ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ НАПРЯЖЁННО-ДЕФОРМАЦИОННЫХ СОСТОЯНИЙ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ БРОСКОВЫХ ИСПЫТАНИЯХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

введение

При разработке современных летательных аппаратов из-за невозможности получения адекватного теоретического описания примерно 40% всех возникающих проблем решаются при помощи испытаний. В процессе производства ракетно-космической техники проводится большое количество различных по сложности испытаний: от стендовых до лётных. Для оценки правильности основных конструктивных и схемных решений (Моишеев А.А., 2020), положенных в основу проекта космического аппарата (КА), проводят экспериментальную отработку, в которой механические испытания на воздействие статодинамических нагрузок представляют важную составляющую для выявления слабых мест при малых запасах надёжности (Хартов В.В., Можина Н.В., Кудрявцев Ю.Е., Прокопенко О.Е. и др., 2022).

При исследованиях быстропротекающих процессов (Малышев В.В., Старков А.В., Титков М.А., 2015; Деменко О.Г., Бирюков А.С., Зверев М.А., 2020) на этапе испытаний проводят измерения различных механических величин для уточнения математических моделей протекающих физических процессов. Измерение относительных деформаций, напряжений и перемещений, вызванных деформацией, может быть осуществлено одним из следующих путей: измерения на натурной конструкции в условиях её работы; измерения на физической модели; расчёт на математической модели (аналитический или численной). Высокая эффективность современных численных методов расчёта с помощью вычислительной техники позволяет решать многие задачи при проектировании КА (Бондаренко А.Ю., Золкин С.Н., Лиходед А.И., Титов В.А., 2016), включая оптимизацию формы и размеров деталей. Однако действительные нагрузки, обусловленные спецификой эксплуатации посадочных модулей, могут существенно отличаться от априорно принятых при проектировании. Поэтому для определения реальной нагруженности деталей КА на стадии проектирования, доводки опытных образцов большое значение приобрела натурная тензометрия. Правильный выбор средств и методов измерений позволяет учесть приборные (инструментальные) и минимизировать методические погрешности для улучшения адекватности расчётно-экспериментальных моделей. Трудность регистрации статодинамических процессов связана с недостаточностью достоверности априорной информации исследуемого процесса и несовершенством измерительной аппаратуры. Разработка способа наиболее полной оценки этих явлений позволит повысить точность применяемых в модели коэффициентов.

1. Особенности принципов построения программных комплексов для математического моделирования теплонапряжённых конструкций

Рассмотрим особенности динамических измерений механических параметров при посадке на грунт небесных тел. При физическом моделировании важны: первоначальный выбор адекватной математической модели посадки; точность измерений перегрузок; подтверждение достаточной прочности посадочного устройства; определение устойчивости от переворота при ударе о склон. Для контроля процесса испытаний на конструкцию опытного образца КА установлены средства измерения для определения следующих параметров (Гришин С.А., Захаров Ю.В., Защиринский С.А., Лошаков В.А. и др., 2020):

- линейной и угловой скоростей опытного образца;
- деформаций в подкосах и амортизаторах;
- хода амортизаторов;
- значения составляющих ускорения на опорах;
- деформаций грунта-аналога в местах контакта с опорами;
- усилия обезвешивания опытного образца.

Применяемые численные методы для расчёта напряжённо-деформационного состояния конструкции КА с использованием вычислительной техники реализованы в виде программных модулей (рисунок 1), которые осуществляют обмен информацией о геометрии расчётной области и температуре точек тела в заданный момент времени.

При рассмотрении задачи распределения деформаций и напряжений при известной нагрузке оценивается вопрос о возможности решения расчётным путём без экспериментальных исследований. Решение задач распределения напряжений в общем случае деталей объёмной формы и с изменяющейся нагрузкой расчётным путём практически затруднено и обычно проводится методами экспериментальной механики, чаще электротензометрией. В ряде случаев при сложной конфигурации деталей и различных сочетаний воздействующих на неё нагрузок численные методы могут оказаться неэффективными для расчёта напряжённо-деформационного состояния из-за существенных и часто необоснованных упрощений. Дополнительно стоит отметить, что в ряде случаев не исключена возможность установки в изделие деталей, имеющих скрытые технологические дефекты. Таким образом, метод конечного элемента, реализуемый компьютерной техникой, имеет недостаток в сложности получения априорных оценок. Поэтому проверку надёжности метода можно осуществить лишь апробированием на точных решениях.



рисунок 1. Структурная схема программного комплекса для решения задач прочности

2. Погрешности статодинамических тензоизмерений при экспериментальной отработке

При подтверждении расчётов на прочность применяют датчики деформаций (тензорезисторы), которые наклеиваются на контролируемых узлах и деталях, подвергаемых испытаниям. Суммарные погрешности измерения деформаций и напряжений определяются измерительной системой и методикой измерений (*Харитонов Г.М., Володин Н.М., Мишин Ю.Н., Каминский В.В.*, 2012). Различным элементам измерительной цепи (рисунок 2) свойственны факторы, определяющие погрешность измерений:

- тензодатчикам (*R_д*) изменение чувствительности при изменении температуры и влажности, нелинейность, разброс значений чувствительности *K*, изменение характеристик во времени, кажущаяся деформация;
- клею ползучесть, гистерезис, снижение сопротивление изоляции;

- защитному покрытию повышение жёсткости места препарировки, пропускание влаги;
- соединениям изменение сопротивления, вызывающее снижение чувствительности, возникновение термо-ЭДС;
- проводным линиям влияние сопротивления питающих проводов R_{пр} на чувствительность, изменение сопротивления питающих проводов с температурой;
- пассивным сопротивлениям моста (*R*₂, *R*₃, *R*₄) изменение сопротивления при изменениях температуры, нелинейность моста;
- балансировочным сопротивлениям снижение чувствительности моста, температурное смещение;
- источнику питания нестабильность;
- усилителю шунтирующий эффект на входе, нелинейность, дрейф нуля.

Ряд факторов, влияющих на точность измерений, определяется методическими особенностями измерений:

ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ НАПРЯЖЁННО-ДЕФОРМАЦИОННЫХ СОСТОЯНИЙ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ БРОСКОВЫХ ИСПЫТАНИЯХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



БП – блок питания; **У** – усилитель;

ЦВ – цифровой вольтметр; **ВТ** – вычислительная техника.

рисунок 2. Измерительная цепь деформационно-напряжённого состояния конструкции

- положение датчика неверное положение осей;
- схемная градуировка разброс чувствительности датчика, отклонение градуировочных сопротивлений от номиналов, влияние сопротивления проводов;
- перерасчёт деформаций в напряжение разброс констант (модуль упругости материала, коэффициент Пуассона, температурный коэффициент линейного расширения и температурный коэффициент сопротивления и др.;
- предположение о линейной зависимости деформаций и напряжения (нагрузок).

Дополнительные погрешности вызываются наводками, источниками которых являются согласующее устройство, источник питания, внешние цепи и агрегаты. При анализе погрешностей, вносимых тензодатчиками и линиями связи, нужно учитывать, что наибольшее влияние оказывает нестабильность сопротивлений изоляции активных датчиков, характеристик активных датчиков и напряжения.

Обобщая вышесказанное, к основным погрешностям массового тензометрирования конструкций будем относить:

- погрешности, обусловленные несоответствием реального режима испытаний требованиям программы;
- погрешности, вызванные неточностью принятой математической модели процесса измерений;
- погрешности, вносимые измерительным преобразователем;
- погрешности, обусловленные ошибками алгоритма оценивания.

таблица –	Метрологические характеристики	тензорезисторов	фольговых	ФКПВ	(Госреестр	средств	измерений
№ 64192-1	6)						

параметр	значение параметра
диапазон измерений, мкм/м	± 3000
номинальное электрическое сопротивление, Ом	50, 100, 200, 400, 700
чувствительность в нормальных условиях	1,9÷2,3
предельное относительное отклонение сопротивления в партии от номинального для групп качества А, Б, В соответственно, %, не более	$\pm 1; \pm 2; \pm 5$
максимальный рабочий ток питания, мА	20
рабочая область температуры, °С	-50/+80
вероятность безотказной работы при знакопеременной деформации ±1000 мкм/м нагружения для групп качества А, Б, В соответственно, не менее 0,90	за 1·10 ⁷ ; за 2·10 ⁶ ; за 5·10 ⁵ циклов
масса, г, не более	2
минимальный размер базы, мм	0,5

3. Определение рабочей области применения тензорезисторов

При применении тензорезисторов для исследования физических свойств материалов, деформаций и напряжений в деталях и конструкциях суммарная погрешность составляет 2÷10% (*Левшина Е.С., Новицкий П.В.*, 1983).

При контроле деформации нагрузки при испытаниях КА применяются тензорезисторы с различными типами чувствительных элементов. Например, разработанные группой специалистов под руководством Н.М. Володина АО «НПО Лавочкина» малобазные тензорезисторы фольговые ФКПВ, изготовленные методом прецизионной фотолитографии (Дыцков С.В., Камкова В.Д., Самойленко А.И., Черный А.В., 2020), имеют следующие метрологические характеристики (таблица).

В общем случае в соответствии с ГОСТ 21616-91 «Тензорезисторы. Общие технические условия» и ГОСТ Р 52728–2007 «Метод натурной тензотермометрии. Общие требования» значение измеряемой относительной деформации ε с учётом поправок на ползучесть Π, функцию влияния температуры на чувствительность Φ_t, температурную характеристику сопротивления ξ_t, и температурный дрейф выходного сигнала Д_t, а также с учётом применяемых методов измерения можно определить по номинальной функции преобразования:

$$\varepsilon = \frac{(1-0,01\Pi)}{\widetilde{K}\Phi_{t}} [\xi - \widehat{\xi_{t1}} + \widehat{\xi_{t2}} - \widetilde{\Pi}_{t1} + \widetilde{\Pi}_{t2}].$$

Здесь ξ – выходной сигнал тензорезистора; знак «~» – среднее для партии значение метрологической характеристики тензорезисторов; индексы 1 и 2 относятся к метрологическим характеристикам рабочего и компенсационного тензорезисторов.



рисунок 3. Соотношение между длиной волны измеряемого процесса и базой тензорезистора



рисунок 4. Зависимость погрешности от деформации и различных частотных полос

Тензорезисторы используются для измерения статических и динамических деформаций, верхняя граница частотного диапазона определяется соотношением между длиной волны λ и базой *l* тензорезистора.

Для того чтобы не было искажения результата измерения из-за усреднения деформации (рисунок 3), принимается соотношение $l/\lambda \le 0,1$ (*Левшина Е.С., Новицкий П.В.*, 1983).

Для повышения точности и чувствительности тензорезисторов с измерительной цепью рассчитывают предельные возможности тензорезисторов, определяемых термодинамическими флуктуациями.

Средняя квадратическая ошибка

$$\delta = \frac{1}{K\varepsilon} \sqrt{\frac{4kT\Delta f}{P}},$$

где К – коэффициент тензочувствительности;

- е относительная деформация;
- *k* постоянная Больцмана;
- *T* абсолютная температура;
- Δf полоса частот;

Р – мощность, потребляемая тензорезистором.

На рисунке 4 представлены графики, отражающие зависимость погрешности δ от величины деформации ε для P=0,1 Вт и различных частотных полос при температуре T=300 К.

Минимальная величина измеряемой относительной деформации (*Pacnonos B.Я.*, 2007) с учётом тепловых шумов

$$\varepsilon_{\min} = \frac{2}{K\delta_{\varepsilon}} \sqrt{\frac{kT\Delta f}{l_T b_T P_0}},$$

где δ_{ε} – относительная суммарная ошибка тензодатчика; P_0 – допустимая удельная мощность рассеяния $P_0 \leq 5 \cdot 10^6 \text{ Bt/m}^2$; l_T и b_T – длина и ширина тензодатчика.

ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ НАПРЯЖЁННО-ДЕФОРМАЦИОННЫХ СОСТОЯНИЙ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ БРОСКОВЫХ ИСПЫТАНИЯХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

4. Подходы к минимизации погрешностей тензометрической информационно-измерительной системы

Для улучшения метрологических характеристик тензометрической информационно-измерительной системы (ИИС) используются:

- исключение систематических погрешностей автоматическая установка нуля, включение в окончательный результат поправок и поправочных множителей в зависимости от условий измерений;
- уменьшение влияния случайных погрешностей путём статистической обработки результатов измерений;
- компенсация внутренних шумов прибора (до начала измерений определяют величину шума, которая из результатов измерения исключается) это повышает чувствительность прибора, расширяет рабочий диапазон в сторону малых значений входной величины;
- поддержание метрологических характеристик в процессе эксплуатации – режимы самодиагностики и автокалибровки.

В ИИС контроля и исследования напряжённо-деформационного состояния точность тензометрического метода измерений обеспечивается за счёт следующих факторов: применения схемной компенсации; подбора в пары тензорезисторов, соединяемых в полумост, по номинальным сопротивлениям, температурным характеристикам и дрейфу; применения тензорезисторов-свидетелей; синхронизации записей деформаций и температур (т.е. использование единой системы отсчёта времени); дублирования измерительных точек; повторения идентичных режимов испытаний. Точность метода определяется индивидуально для каждого натурного эксперимента с учётом реальных условий его проведения.

заключение

Применение и учёт рассмотренных аспектов в программах выбора методов и средств измерений при проведении статодинамических испытаний КА позволяет:

- уточнить математическую модель и более точно решать поставленные задачи;
- сократить сроки и трудоёмкость технологического процесса испытания КА;
- повысить точность измеряемых механических параметров;
- уменьшить влияние дестабилизирующих факторов на средства измерения за счёт усовершенствованных методов обработки измерительной информации.

список литературы

Бондаренко А.Ю., Золкин С.Н., Лиходед А.И., Титов В.А. Особенности расчётного определения динамических нагрузок и напряжений при транспортировке блоков ракетно-космической техники // Космонавтика и ракетостроение. 2016. № 4. С. 60-68.

Гришин С.А., Захаров Ю.В., Защиринский С.А., Лошаков В.А. и др. Метод моделирования посадки аппарата на поверхность Марса на динамическом стенде // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С. 62-67. DOI 10.26162/LS.2020.47.1.010.

Деменко О.Г., Бирюков А.С., Зверев М.А. Использование ударных испытаний для оценки несущей способности элементов основной силовой конструкции космических аппаратов, выполненных из композиционных материалов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 38-45. DOI 10.26162/ LS.2020.49.3.005.

Дыцков С.В., Камкова В.Д., Самойленко А.И., Черный А.В. Комплекс специальных эталонов деформации ФГУП «ЦАГИ». Состояние и перспективы развития // Материалы IV отраслевой конференции по измерительной технике и метрологии для исследований летательных аппаратов, Жуковский. 10– 11 ноября 2020 года. Жуковский: ФГУП «ЦАГИ», 2020. С. 38-52.

Левшина Е.С., Новицкий П.В. Электрические измерения физических величин. Измерительные преобразователи. Л.: Энергоатомиздат, 1983. 320 с.

Малышев В.В., Старков А.В., Титков М.А. Имитация мягкой посадки в земных условиях // Труды МАИ. 2015. № 79. С. 10.

Моишеев А.А. Основы проектного выбора конструкционных материалов при создании прецизионных космических конструкций // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С. 19-23. DOI 10.26162/LS.2020.47.1.003.

Распопов В.Я. Микромеханические приборы. М.: Машиностроение, 2007. 400 с.

Харитонов Г.М., Володин Н.М., Мишин Ю.Н., Каминский В.В. Термокомпенсированные тензорезисторы для неметаллических материалов в летнопрочностных испытаниях самолетов // Авиационная промышленность. 2012. № 1. С. 1.

Хартов В.В., Можина Н.В., Кудрявцев Ю.Е., Прокопенко О.Е. и др. Сотрудничество АО «ЦНИИМАШ» и АО «НПО Лавочкина» при реализации проекта по исследованию Марса «ЭКЗОМАРС» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 57-64.

Статья поступила в редакцию 31.05.2023 Статья после доработки 31.05.2023 Статья принята к публикации 31.05.2023

О РЕЖИМАХ ПЛОСКОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА, ИМЕЮЩЕГО АМОРФНЫЕ ПРИЗНАКИ



А.П. Софьин¹, доцент, кандидат технических наук; vka@mil.ru; **А.Р. Sofin**



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

В статье рассмотрены вопросы, связанные с режимами движения амебоидного устройства. Путём математического моделирования движения космического робота выполнен анализ условий его остановки, а также рассмотрена возможность проскальзывания при движении. Рассмотренные вопросы необходимо учитывать на этапе проектирования устройств.

Ключевые слова: движитель; космический робот; движение; условия; способ; модель; конструкция.

DOI: 10.26162/LS.2023.61.3.006

введение

В современных образцах техники движители амебоидного типа практически не используются, однако именно амебоидный способ позволяет решить основную проблему применения колёсных и гусеничных образцов техники – исключить их довольно низкую проходимость и надёжность (Горшков Л.К. и др., 2022). Очевидно, что такая техника может оказаться весьма эффективной при универсальном использовании её на различных космических объектах (Довгань В.Г., Моишеев А.А., 2020).

ON THE MODES OF PLANAR MOTION OF SPACE ROBOT WITH AMORPHOUS FEATURES



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**

The article considers the issues related to the modes of motion for an amoeboidal device. By means of mathematical modeling of space robot's motion the analysis of its stopping conditions is performed, as well as the possibility of slippage during motion is considered. The issues should be taken into consideration at the stage of device design.

Key words: propulsor; space robot; motion; conditions; method; model; design.

В ранее представленных работах (Софьин А.П. и др., 2022; Ардашов А.А. и др., 2017; Кукушкин И.О. и др., 2017) рассмотрены варианты подхода к дальнейшему исследованию движения аморфного космического робота, выполненного в виде цилиндрического катка. Робот контактирует с шероховатой наклонной плоскостью посредством псевдоподий, совершая при этом плоское движение. Задача создания амебоидных устройств для передвижения по поверхности космических объектов потребует детального

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

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

исследования их кинематических особенностей и проведения предварительной оценки параметров движения. Это необходимо для того, чтобы исследовать, во-первых, саму возможность движения аппарата по поверхности, во-вторых, исследовать режимы движения: без отрыва от поверхности, с проскальзыванием, с разгоном, равномерно, с остановками.

Именно режимы движения полностью определяют выбор последующей программы управления движением, а значит, и способы управления космическим роботом. Последующие исследования основаны на оценке влияния на параметры движения образующихся связей и составлении полной системы уравнений, где могут использоваться дифференциальные уравнения плоского движения цилиндра (Виноградова О.А., 2015; Виноградова О.А., 2016; Софьин А.П. и др., 2022) и классический вариант представления уравнений геометрических связей (Ишлинский А.Ю. и др., 1977; Бутенин Н.В. и др., 2008; Маркеев А.П., 1992).

Для разработки моделей реализуется показанная расчётная схема, на рисунках 1а, 1б. Здесь же показаны внешние силы, действующие на рассматриваемый объект.

1. О плоском движении космического робота с остановками

Перемещение, реализованное при качении цилиндра по плоскости, обеспечивается упором псевдоподий на подстилаемое покрытие. В ранее упомянутых работах (Софьин А.П. и др., 2022; Ардашов А.А. и др., 2017; Кукушкин И.О. и др., 2017) уже исследовано, как влияет модуль силы \vec{P} на характер движения робота. Важнейшим условием непрерывного движения аппарата является отсутствие скольжения.

Проведём анализ условий возникновения скольжения при движении устройства. Моделирование движения устройства основывается на учёте всех сил, действующих на объект. Уравнение равновесия с дополнениями уравнениями связей позволяет получить сведения о периодах движения. Несомненный интерес вызывают ситуации, при которых объект становится неподвижным. При тех же выбранных начальных условиях и размерах (*Кукушкин И.О. и др.*, 2017) определено максимальное значение силы, под действием которой космический робот движется без скольжения, *P*=1572,8 H.







Точка *B* – мгновенный центр скоростей; M^{Φ} – внешний момент; \vec{P} – внешняя сила; *x* – ось условно неподвижной системы координат; \vec{N} – нормальная реакция; φ – угол поворота объекта; ω – его угловая скорость; $\ddot{\varphi}$ – угловое ускорение; \vec{G} – сила тяжести; $\vec{\Phi}$ – сила инерции; \vec{F}_{cu} – сила сцепления; *R*, *r* – радиус большой и малой окружностей сечения цилиндра вертикальной плоскостью, проходящей через центр масс *C*; M_{comp} – момент сопротивления качению. **рисунок 1.** Силовые и геометрические параметры модели в плоскости движения центра масс плоской фигуры

Представим, что наступит момент времени, при котором робот остановится. Отметим, что при остановке робота его угловая скорость и линейная скорость центра масс равны нулю.

Для определения первоначальных показателей мы используем уже полученные нами уравнения:

 $\dot{x}_{c}=4,0-0,167t;$ (1)

 $x_{c}=4t-0,0835t^{2};$ (2)

 $\varphi = 5t - 0,104t^2.$ (3)

Здесь *x*, *y* – оси условно неподвижной системы координат; φ – угол поворота объекта.

Используя уравнение (1), находим время *T*, соответствующее остановке космического робота:

0=4,0-0,167Т или 0=5,0-0,208Т,

откуда

T=24 c. (4)

При этом x_c и ϕ определяются равенствами (2) и (3):

 $x_c = 4.24 - 0,0835 \cdot 24^2 = 47,9 \text{ m};$ (5)

$$x_c = 5 \cdot 24 - 0,104 \cdot 24^2 = 60,1$$
 м. (6)

Таким образом, установлено, что при t=T=24 с робот останавливается. Необходимо установить, будет он двигаться в противоположную сторону (на подъём) или нет. При определённом сочетании приложенных сил остановка объекта может оказаться мгновенной, и он будет двигаться в противоположную сторону. Как в этом случае будет двигаться объект: без скольжения или со скольжением?

Сочетание сил, приложенных к объекту, может быть и таким, что после остановки движения в одном направлении объект в противоположном направлении двигаться не будет, т.е. останется неподвижным.

Проведём анализ развития ситуации и возможные варианты развития событий.

1. Проанализируем остановку космического робота как таковую в момент времени (4) под действием силы *P*=1572,78 H, определённой ранее равенством (*Кукушкин И.О. и др.*, 2017)

 $P = \frac{G[(R^2 + \rho_C^2) f_{cu} \cos\alpha + \rho_C^2 \sin\alpha + \delta \cdot R \cdot \cos\alpha]}{(R^2 + \rho_C^2) f_{cu} \sin\beta + \rho_C^2 \cos\beta + R(r + \delta \cdot \sin\beta)} .$

Рассмотрим предельное положение робота – это последний момент движения при спуске (влево), см. рисунок 1а, он же будет определять начальный момент остановки, см. рисунок 1б. Применим метод кинетостатики к остановившемуся роботу (см. рисунок 1а): на него действуют активные силы \vec{G} , \vec{P} и реакции связи (плоскости) \vec{N} , \vec{F}_{cu} , M_{conp} .

Отметим, что момент сопротивления качению $M_{\rm conp}$ в этом случае направлен по вращению часовой стрелки, так как до остановки объект, катясь, вращался против часовой стрелки.

Приложив условно силу инерции $\vec{\Phi} = -m\vec{a}_C (a_C = a_{Cx} = \vec{x}_C)$ и момент сил инерции $M^{\Phi} = -I_{C\xi} \cdot \vec{\varphi}$, приводим робот в состояние условного равновесия.

Считаем, что во время движения робота его точка Bимела скорость $v_B=0$, так как он двигался без скольжения, и мгновенный центр скоростей его находился в точке B. Рассмотрим опрокидывание робота вокруг оси, проходящей через точку B (мгновенный центр скоростей) и перпендикулярной плоскости рисунка.

Будем считать опрокидывающим момент по движению часовой стрелки, а удерживающим – момент против движения часовой стрелки, т.е.

$$M_{\rm onp} = P \cos\beta (R - r \cos\beta) + M_{\rm conp}; \tag{7}$$

$$M_{yg} = GR\sin\alpha + P\sin\beta + r\sin\beta + m\ddot{x}_C R + m\rho_C^2 \ddot{\phi}.$$
 (8)

С учётом выбранных для рассматриваемого случая исходных данных:

P=1572,7754 Н, *m*=300 кг, *M*_{сопр}=15,0943 Н·м,

R=0,8 м, *r*=0,2 м, ρ_c =0,6 м, α =18°

можно получить, что

 β =30°, \ddot{x}_{c} =0,1670 м/с² (модуль),

φ=0,2088 рад/с² (модуль).

Отрицательные знаки \ddot{x}_C и $\ddot{\phi}$ уже учтены в равенстве (8). Подставив численные значения в равенства (7) и (8), получим

$$M_{onp}$$
=868,83 H·м;
 M_{ya} =868,83 H·м;
Таким образом,
 M_{onp} = M_{ya} .

Так как в рассматриваемый момент времени (4) линейная скорость центра масс робота $v_C = x_C = 0$ и его угловая скорость $\omega = \phi = 0$, то равенство (9) является подтверждением факта остановки объекта и свидетельствует о том, что при вычислениях не было допущено ошибок.

Возникает вопрос – будет ли остановка мгновенной? Или, может быть, робот после остановки будет неподвижным?

2. Определим значение силы \vec{P} , при котором робот не будет двигаться после остановки, если t=T=24 с. Возможность дальнейшего движения робота в обратном направлении (на подъём) зависит от сочетания сил, приложенных к нему. В нашем случае такая возможность зависит от величины силы \vec{P} .

В случае неподвижности объекта после остановки (см. рисунок 1б) должно выполняться условие (9).

На объект будут действовать активные силы \vec{G} , \vec{P} и реакции связей (плоскости) \vec{N} , \vec{F}_{cu} , а также момент сопротивления качению, причём M_{conp} будет направлен против вращения часовой стрелки, так как рассматривается тенденция к движению объекта вправо (на подъём) – см. рисунок 16.

(9)

Мы рассматриваем случай, когда робот больше двигаться не будет (см. рисунок 1б), поэтому прикладывать к нему силу инерции $\vec{\Phi}$ и момент сил инерции M^{Φ} (метод кинетостатики) нельзя, так как он будет находиться в состоянии статического равновесия. Линейное ускорение \ddot{x}_{C} и угловое ускорение ϕ реализованы не будут.

Условие (9) приводит к равенству:

 $P\cos\beta (R - r\cos\beta) = M_{com} + GR\sin\alpha + P\sin\beta r\sin\beta, \quad (10)$

где $M_{\text{сопр}}$ – максимальное значение момента сопротивления качению (рассматривается тенденция к движению робота), соответствующее искомой силе \vec{P} и определяемое равенством (*Кукушкин И.О. и др.*, 2017):

 $M_{conp}=\delta N=\delta(G\cos\alpha-P\sin\beta).$ Преобразуем равенство (10): $PR\cos\beta-Pr(\cos\beta)^2=\delta(G\cos\alpha-P\sin\beta)+GR\sin\alpha+$ $+Pr(\sin\beta)^2,$

 $PR \cos\beta - Pr[(\cos\beta)^2 + (\sin\beta)^2] + \delta P\sin\beta =$

 $= \delta G \cos \alpha + G R \sin \alpha.$

 $(\cos\beta)^2 + (\sin\beta)^2 = 1$,

поэтому

$$P = \frac{G(\delta \cdot \cos\alpha + R \sin\alpha)}{R \cos\alpha - r + \delta \cdot \sin\beta} = 1507,4219 \text{ H.}$$
(11)

Следовательно, при *P*=1507,4219 Н робот после остановки двигаться на подъём не будет.

3. Исследуем, будет ли двигаться робот в обратном направлении (на подъём) при действии на него силы *P*=1572,78 H, которая определена ранее (*Кукуш-кин И.О. и др.*, 2017).

Сравнивая это значение P с выражением (11), приходим к заключению: после остановки (при t=T=24 с) робот будет двигаться на подъём, так как действующая на него сила \vec{P} (Кукушкин И.О. и др., 2017) больше силы (11), обеспечивающей его состояние покоя, т.е.

1572,78 H>1507,42 H.

Таким образом, остановка робота оказалась мгновенной.

4. Ответим на вопрос, как будет двигаться робот на подъём (*P*=1572,78 H): с проскальзыванием или без проскальзывания?

Для этого необходимо определить максимальное значение силы \vec{P} , при действии которой объект будет катиться на подъём без скольжения.

Начальное положение объекта изображено на рисунке 2а. Выберем направление осей координат, как показано на этом рисунке.

Начальные условия:

 $t_0=0, x_{C0}=0, \dot{x}_{C0}=0, \phi_0=0, \phi_0=0.$

Изобразим движущийся объект для момента времени *t*>0 (рисунок 26).





a – начальное положение объекта; **б** – текущее положение. \vec{V}_C – скорость центра масс. **рисунок 2.** Движение с проскальзыванием и без него

На объект действуют силы \vec{G} , \vec{P} , \vec{N} , \vec{F}_{cu} и момент сопротивления качению M_{comp} .

Силу сцепления \vec{F}_{cn} предположительно направим в сторону, противоположную положительному направлению оси *x*.

Так как вращение объекта происходит по часовой стрелке, то $M_{\rm conp}$ имеет противоположное направление.

Составим дифференциальные уравнения плоского движения робота:

 $m\ddot{x}_{C} = P\cos\beta - F_{cu} - G\sin\alpha; \qquad (12)$

 $m\ddot{y}_{C} = N - G\cos\alpha + P\sin\beta; \qquad (13)$

$$m\rho_C^2 \cdot \ddot{\varphi} = Pr - F_{cu} \cdot R + M_{comp}. \tag{14}$$

В уравнениях (12), (13) и (14) семь неизвестных величин. Составим четыре дополнительных уравнения по условиям наложенной связи:

 уравнение геометрической связи (робот не покидает связь)

 $y_c = R = \text{const};$ (15)

уравнение кинематической связи

$$v_{B}=0, \qquad (16)$$

так как при движении робота без скольжения его мгновенный центр скоростей находится в точке *B*;

 уравнение, характеризующее свойство негладкой плоскости:

$$M_{\rm comp} = \delta N; \tag{17}$$

 уравнение, отражающее свойство негладкой плоскости при максимальной силе *P*, не вызывающей скольжения объекта:

$$F_{\rm cu}^{\rm max} = f_{\rm cu} \cdot N. \tag{18}$$

Из равенства (15) следует:

 $\ddot{y}_{C}=0.$

Уравнение (16) приводит к равенству:

$$\dot{x}_C = v_C = -\omega \cdot R = -\dot{\varphi} \cdot R. \tag{20}$$

Здесь знак «минус» показывает, что вращение объекта происходит по направлению движения часовой стрелки, т.е. угловая скорость ф направлена по движению часовой стрелки (правая система отсчёта).

Дифференцируя равенство (20) по времени, имеем

 $\ddot{x}_{c} = -\ddot{\varphi} \cdot R. \tag{21}$

Совместное решение уравнений (13) и (19) даёт

$$N = G \cos \alpha - P \sin \beta$$
 (22)

Равенства (17), (18) и (22) приводят к таким результатам:

 $M_{\rm comp} = \delta(G \cos a - P \sin \beta); \tag{23}$

$$F_{cu}^{\max} = f_{cu} (G \cos \alpha - P \sin \beta).$$
(24)

Подставив в уравнение (12) значение \ddot{x}_C из (21) и в уравнение (14) значение M_{comp} из (23), разделим левые и правые части уравнений (12) и (14). Полученное равенство решим относительно силы *P*:

$$P = \frac{F_{cu}(R^2 + \rho_c^2) + G(\rho_c^2 \sin \alpha - \delta \cdot R \cos \alpha)}{\rho_c^2 \cos \beta + r \cdot R \sin \beta} .$$
(25)

Из выражения (25) видно, что направление силы сцепления \vec{F}_{cu} выбрано правильно (*Кукушкин И.О. и др.*, 2017).

Подставляя в (25) значение максимальной силы сцепления (24) и решая его относительно *P*, найдём максимальное значение этой силы, при действии которой робот катится без скольжения по негладкой плоскости на подъём:

$$P = \frac{Gf_{cu}\cos\alpha(R^2 + \rho_c^2) + G(\rho_c^2\sin\alpha - \delta \cdot R\cos\alpha)}{(R^2 + \rho_c^2)f_{cu}\sin\alpha + \rho_c^2\cos\beta + r \cdot R - \delta \cdot R\sin\beta}.$$
 (26)

Найдём численное значение силы *P* (24): *P* ≅ 1530,31 H.

Сравнивая найденное ранее (*Кукушкин И.О. и др.*, 2017) значение силы P=1572,78 H с полученным результатом P=1530,31 H, приходим к выводу: после остановки робот будет двигаться на подъём с проскальзыванием, так как действующая на него сила P=1572,78 H больше максимальной P=1530,31 H, при которой он будет двигаться на подъём ещё без скольжения, т.е.

1572,78>1530,31 H.

5. Исследуем движение робота после мгновенной остановки его при значении силы *P*=1572,78 Н.

Из равенства (22) имеем:

N=2012,5730≅2012,57 H.

Из равенства (17):

(19)

 $M_{\rm comp}$ =15,0943 \cong 15,09 H·m.

Из равенства (18):

 $F_{cu} = F_{cu}^{max} = 0,2.2012,5730 = 402,5146 \approx 402,51$ H.

Напомним, что объект движется со скольжением, поэтому сила сцепления достигает своего максимума и остаётся таковой при дальнейшем движении.

Примечание 1. Строго говоря, при скольжении объекта на него будет действовать не сила сцепления (сила трения покоя), а сила трения скольжения. Модуль силы трения скольжения несколько меньше модуля максимальной силы сцепления, так как коэффициент трения скольжения меньше коэффициента сцепления. В данной работе это обстоятельство не учитывается, так как ошибка идёт в запас расчёта.

Дифференциальное уравнение (12) движения центра масс робота после подстановки в него значений входящих величин имеет вид

О РЕЖИМАХ ПЛОСКОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА, ИМЕЮЩЕГО АМОРФНЫЕ ПРИЗНАКИ

(28)

 $300\ddot{x}_{c}=1572,77\cos 30^{\circ}-402,51-300\cdot 9,81\cdot \sin 18^{\circ},$

откуда

 $\ddot{x}_{c} = 0,1670 \text{ M/c}^{2}.$ (27)

Центр масс робота движется вдоль оси x с постоянным ускорением (27).

Дифференциальное уравнение (14) вращения объекта вокруг оси, проходящей через центр масс *С* и перпендикулярной его плоскости движения, после подстановки в него значений входящих величин имеет вид

 $300.0,6^2 \ddot{\phi} = 1572,78.0,2-402,51.0,8+15,09,$

откуда

 $\ddot{\phi}$ =+0,0707≅0,071paд/c².

Объект будет вращаться с постоянным угловым ускорением (28), направленным против вращения часовой стрелки.

Примечание 2. Следует отметить, что в рассматриваемом случае (при плоском движении объекта с проскальзыванием) соотношение (21) выполняться не будет, так как в этом случае точка B не является мгновенным центром скоростей.

Интегрируя уравнения (27) и (28) дважды по *t* и учитывая начальные условия задачи, получаем кинематические характеристики движения робота:

$$\dot{x}_{c}=0,167t \text{ m/c};$$
 (29)

$$x_c = 0,835t^2 \text{ M};$$
 (30)

 $\dot{\phi}$ =0,071*t* рад/с; (31)

φ=0,0354*t*² рад. (32)

Следовательно, центр масс C робота движется вдоль положительного направления оси x (см. рисунок 26) с постоянным ускорением (27). Робот вращается вокруг оси, проходящей через его центр масс C с постоянным угловым ускорением (28), направленным против движения часовой стрелки. При этом точка P является мгновенным центром вращения.

Угловая скорость робота ф также направлена против движения часовой стрелки (а не по движению часовой стрелки, как это было предположительно показано на рисунке 2б).

2. Определение ускорения и скорости проскальзывания космического робота

Нами определены линейные ускорение (27) и скорость (29) центра масс C робота, а также угловые ускорение (28) и скорость (31) объекта.



а – начальное положение; б – текущее положение.

 \vec{a}_{C} – ускорение центра масс; \vec{a}_{BC} – полное ускорение точки B; \vec{a}_{BC}^{oc} – осестремительное ускорение точки B; \vec{a}_{BC}^{sp} – вращательное ускорение точки B; \mathbf{U}_{H} – неподвижная центроида; \mathbf{U}_{Π} – подвижная центроида; P – мгновенный центр вращения.

рисунок 3. Ускорения при проскальзывании: \vec{a}_{BC}^{oc} – нормальным ускорением, \vec{a}_{Bx} – касательным ускорением

Определим полное ускорение точки B, взяв за полюс точку C (рисунок 3а).

$$\vec{a}_B = \vec{a}_C + \vec{a}_{BC}^{\text{pp}} + \vec{a}_{BC}^{\text{oc}}, \tag{33}$$

где $a_C = \ddot{x}_C$ определено формулой (27);

$$a_{BC}^{\text{sp}} = \varepsilon \cdot BC = \ddot{\varphi} \cdot R = 0,707193 \cdot 0,8 = 0,0565754 \cong$$

$$\approx 0,057 \text{ M/c}^2, \tag{34}$$

$$a_{BC}^{\circ\circ} = \omega^{2} \cdot BC = \dot{\varphi}^{2} \cdot R = (0,0707193 \cdot t)^{2} \cdot 0,8 \cong$$

$$\cong 0,00400 \cdot t^{2} \text{ m/c}^{2}.$$
(35)

Ускорение $a_{Bx} = \ddot{x}_B$ и есть то ускорение, с которым робот проскальзывает:

$$\ddot{x}_{B} = a_{c} + a_{BC}^{\text{BP}} = \ddot{x}_{C} + \ddot{\varphi} \cdot R = 0,1670423 + 0,0565754 = 0,22361770,224 \text{ m/c}^{2}.$$
(36)

Из равенства (36) видно, что робот проскальзывает с постоянным ускорением:

 $a_{Bx} = \ddot{x}_B$.

Отметим, что составляющими полного ускорения точки *B* робота являются: осестремительное ускорение точки $B - \vec{a}_{BC}^{oc}$ и вращательное ускорение точки *B* \vec{a}_{BC}^{po} (рисунок 3а).

Интегрируя (36) по времени, получаем скорость проскальзывания робота:

$$v_B = \dot{x}_B = 0,2236177t \cong 0,2236t. \tag{37}$$

Определим мгновенный центр скоростей *P* робота, движущегося с проскальзыванием (см. рисунок 3б).

Из подобия треугольников имеем:

 $\frac{CP}{BC}=\frac{v_C}{v_B-v_C},$

откуда с учётом равенств (31) и (36), получаем:

$$CP = BC \frac{v_C}{v_B - v_C} = R \frac{\dot{x}_C}{\dot{x}_B - \dot{x}_C} = R \frac{\ddot{x}_C \cdot t}{(\ddot{x}_C + \ddot{\varphi} \cdot R)t - \ddot{x}_C \cdot t} =$$

$$= R \frac{\ddot{x}_C}{\ddot{\varphi}}.$$
(38)

Подставив в формулу (38) численные значения (27) и (28), получим:

$$CP = \frac{x_C}{\ddot{\varphi}} = 2,3620468 \cong 2,362$$
 м. (39)

Заметим, что в рассматриваемом случае неподвижной центроидой (\coprod_{H}) будет прямая, параллельная оси *x* и отстоящая от неё на расстоянии *BP*=3,162 м. Подвижной центроидой (\coprod_{n}) будет окружность радиуса *CP*=2,362 м с центром в точке *C*.

выводы

Представленный анализ вариантов реализации движения аппарата, использующего амебоидные признаки, можно рассматривать как методику получения данных для подготовки циклограммы работы и управления движением космического робота. Математическая модель полностью основана на использовании динамических и кинематических уравнений объекта. Результаты расчётов позволяют получить исходные данные не только для коррекции физической модели, но и предложения по выбору конструкции устройства, а также выбору вариантов управления космическим роботом. Очевидно, что полученные для силы *P* значения (1572,8 H и 1530,3 H) достаточно близки. Следовательно, при разработке модели движения и управления объекта явление проскальзывания в первом приближении можно не учитывать.

Отметим, что в связи с ростом интереса к данному способу движения создание подобных моделей может быть весьма актуально.

список литературы

Ардашов А.А. и др. Состояние и перспективы развития движителей космических // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2017. Вып. 656. С. 85-91.

Бутенин Н.В., Лунц Я.Л., Меркин Д.Р. Теоретическая механика. СПб.: Лань, 2008. 736 с.

Виноградова О.А. Движение цилиндра по подвижной плоскости с трением // XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики (Казань, 20–24 августа 2015): сб. докладов. Казань: Казанский (Приволжский) федеральный университет, 2015. С. 766-768.

Виноградова О.А. Движение цилиндра по подвижной плоскости с трением // Прикладная математика и механика. 2016. № 80. С. 444-449.

Горшков Л.К., Софьин А.П., Федорова Л.А., Уханов И.Г. К вопросу о разработке и создании устройств с амебоидными движителями // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 3. С. 52-56.

Довгань В.Г., Моишеев А.А. Первенцы космических робототехнических комплексов (к 50-летию «ЛУНОХОДА-1») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 21-29.

Ишлинский А.Ю. и др. Механика и техника // Прикладная математика и механика. 1977. Т. 41, № 5. С. 790-801.

Кукушкин И.О. и др. Модель плоского движения устройства амебоидного типа // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2017. Вып. 684. С. 248-255.

Маркеев А.П. Динамика тела, соприкасающегося с твердой поверхностью. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1992. 336 с.

Софьин А.П. и др. К вопросу применения аморфных устройств // Труды МАИ. 2022. № 122. С. 1-24.

Статья поступила в редакцию 23.05.2023 Статья после доработки 23.05.2023 Статья принята к публикации 23.05.2023

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СОХРАННОСТИ МЕТРОЛОГИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕСОИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ НА ЗАПРАВОЧНО-НЕЙТРАЛИЗАЦИОННОЙ СТАНЦИИ КОСМОДРОМА ВОСТОЧНЫЙ

EXPERIMENTAL STUDIES OF THE WEIGHING DEVICES METROLOGICAL CHARACTERISTICS PRESERVATION AT THE FILLING AND NEUTRALIZATION STATION OF THE VOSTOCHNY COSMODROME

А.В. Николаев¹,

A.V. Nikolaev

кандидат технических наук,

nikolaev@russian.space;

В.М. Шульга¹,

доктор технических наук, v.shulga@russian.space; V.M. Shulga

С.Н. Кулаков², kulakov@laspace.ru; A.N. Kulakov

С.Н. Шевченко²,

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

В.П. Кывыржик³, kyvyrzhik@vniims.ru; **V.P. Kyvyrzhik**

Точность заправки компонентами ракетного топлива баков летательных аппаратов зависит в основном от пределов допускаемой погрешности весоизмерительных устройств, применяемых при заправке. В рамках программы повышения точности заправки проведены экспериментальные исследования сохранности метрологических характеристик весоизмерительных устройств из состава оборудования заправочно-нейтрализационной станции космодрома «Восточный» в период с 2014 по 2022 годы. Полученные результаты могут служить основанием для повышения точности весоизмерительных устройств.

Ключевые слова:

баки; летательные аппараты; весоизмерительные устройства; заправка; погрешность заправки; доза.

DOI: 10.26162/LS.2023.61.3.007

В соответствии со Стратегией развития космической деятельности России до 2023 года и на дальнейшую перспективу в недалёком будущем намечается реализация Лунной программы, а также выполнение межпланетных перелётов. В этой связи обеспечение заправки баков летательных аппаратов (ЛА) компонентами ракетного топлива с высокой точностью The accuracy of the aircraft tanks refueling with propellant components depends mainly on the limits of the permissible error of the weight measuring devices used for refueling. To improve the accuracy of refueling, experimental studies were carried out on the safety of the metrological characteristics of weight measuring devices from the equipment of the refueling and neutralization station of the Vostochny cosmodrome from 2014 to 2022. The results obtained can serve a basis for improving the accuracy of weighing devices.

Key words: tanks; aircraft; weighing devices; refueling; refueling error; dose; dose mass.

является одной из важных задач, стоящих перед наземной космической инфраструктурой.

Разгонный блок (РБ) «Фрегат» на сегодняшний день является одним из лучших межорбитальных буксиров. Базовая платформа РБ «Фрегат» позволяет производить его модернизацию с целью улучшения его тактико-технических характеристик и расширения

¹ Филиал АО «ЦЭНКИ» – «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова», Россия, г. Москва.

NII PM named after V.I. Kuznetsov, the TsENKI branch office, Russia, Moscow.

 $^{^{2}}$ AO «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki. $^3~$ ФГБУ «ВНИИМС», Россия, г. Москва.

VNIIMS, Russia, Moscow.

круга решаемых задач (Асюшкин В.А. и др., 2017). Результаты, полученные при разработке, эксплуатации и исследовании оборудования для заправки РБ «Фрегат», несомненно будут полезными при решении задач повышения точности заправки других ЛА, в частности взлётно-посадочных модулей.

Настоящая работа продолжает цикл исследований, направленных на получение объективных данных, в том числе экспериментальных, которые могут быть положены в основу методик измерений для повышения точности заправки компонентами ракетного топлива (КРТ) баков маршевой двигательной установки (МДУ) РБ «Фрегат» на заправочно-нейтрализационной станции (ЗНС) космодрома Восточный.

В соответствии с техническими требованиями дозы КРТ, заправляемые в один бак МДУ РБ «Фрегат», могут принимать значения в диапазоне:

- горючее: от 400 кг до 1200 кг;

- окислитель: от 800 кг до 2400 кг.

Пределы допускаемой погрешности заправки составляют $\pm 0,3\%$ от измеренного значения массы дозы.

Заправка баков ЛА и РБ на ЗНС космодрома Восточный производится с подачей КРТ непосредственно из транспортно-заправочных контейнеров (ТЗК), установленных на платформу весоизмерительных устройств. Технология и технологическое оборудование заправки описаны в работах (Шульга В.М., 2016; Шульга В.М., 2017; Шевченко С.Н. и др., 2018). В состав оборудования входят специально разработанные устройства весоизмерительные платформенные двухканальные (УВПД), имеющие два режима работы: режим статического взвешивания, который характеризуется пределами допускаемой абсолютной погрешности взвешивания (тре), и режим взвешивания выдаваемой дозы, в котором пределы допускаемой погрешности измерений выдаваемой дозы (*тре*_л) нормируются в зависимости от массы выдаваемой дозы (Лебедев А.Г. и др., 2015).

Погрешность взвешивания дозы ($\Delta_{\rm вз,д}$) КРТ определяется в основном величиной $mpe_{\rm д}$ (инструментальная погрешность), но в её состав также входят составляющие, обусловленные конструкцией системы заправки (влияние подводящих магистралей, неполнота заполнения магистралей), а также составляющие, обусловленные внешними факторами (динамические и электромагнитные помехи, работа вентиляции).

В работе (Шульга В.М., 2019) проведён анализ всех составляющих погрешности взвешивания дозы и экспериментально-расчётными методами доказано, что погрешность взвешивания дозы при заправке из ТЗК с применением УВПД можно принимать равной инструментальной погрешности (*mpe*_д), поскольку сумма погрешностей, определяемых конструкцией системы заправки и технологией, много меньше *mpe*_д. Для заправки баков МДУ РБ «Фрегат» применяются ТЗК объёмом 2000 л и устройства весоизмерительные платформенные двухканальные с максимальной нагрузкой (Max) 5000 кг (УВПД-5000). Конструкция и технические характеристики УВПД-5000 приведены в работе (*Рулев С.В. и др.*, 2015).

В соответствии с паспортными характеристиками УВПД-5000 может обеспечивать дозирование КРТ с пределами допускаемой абсолютной погрешности взвешивания выдаваемой дозы $mpe_{a}=\pm 1$ кг (в диапазоне значений массы доз от 500 кг до 1000 кг) и $mpe_{a}=\pm 1,5$ кг (в диапазоне значений массы доз от 1000 кг до 2500 кг), что в относительных единицах достигает значений от 0,25% до 0,06%.

Погрешность отсечки доз ($\Delta_{\text{отс}}$) входит в результат заправки с определённым знаком, её значение не превышает $\pm 0,1$ кг, что много меньше mpe_{π} (*Рулев С.В.* $u \partial p., 2015$).

Таким образом, паспортная погрешность взвешивания выдаваемой дозы mpe_{π} меньше требуемой погрешности заправки баков РБ «Фрегат», равной ±0,3% от массы дозы, однако, с учётом задач ближайших лет, этого недостаточно, поскольку на повестке дня уже рассматривается возможность обеспечения заправки баков ЛА с погрешностью на уровне 0,05%.

В журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» опубликованы три работы, посвящённые отработке новой технологии заправки, в которых экспериментально доказано, что действительная (экспериментально установленная) погрешность заправки баков МДУ РБ «Фрегат» существенно меньше паспортной погрешности. В частности, показано, что значения *тре* и *тре*_д УВПД-5000 не превышают $\pm 0,3$ кг (*Рулев С.В. и др.*, 2015), а погрешность выданных доз воды при экспериментальных исследованиях на стендовом оборудовании не более $\pm 0,02\%$ для массы доз в диапазоне от 1200 до 2400 кг (*Шульга В.М. и др.*, 2017), эти данные были также подтверждены результатами первых заправок (*Шевченко С.Н. и др.*, 2018).

Полученные результаты показывают возможность уменьшения паспортных значений погрешности заправки.

Однако весоизмерительное устройство (ВУ) с более высокими показателями точности заправки в составе заправочного оборудования может применяться в сфере государственного регулирования обеспечения единства измерений только после официального подтверждения новых метрологических характеристик. В соответствии с Федеральным Законом от 26.06.2008 № 102-ФЗ «Об обеспечении единства измерений» для применения новых (более высоких) показателей точности заправки в области обеспечения единства измерений они должны быть подтверждены следующим образом: метрологические характеристики ВУ (единичного образца или

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СОХРАННОСТИ МЕТРОЛОГИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК Весоизмерительных устройств на заправочно-нейтрализационной станции космодрома восточный

партии весоизмерительных устройств, находящихся в эксплуатации на ЗНС космодрома Восточный), определяются при испытаниях в целях утверждения типа. При положительных результатах испытаний приказом Росстандарта утверждается новый тип средств измерений с подтверждёнными метрологическими характеристиками. Сведения об утверждённом типе средств измерений, включая метрологические и технические характеристики, передаются и регистрируются в Федеральном информационном фонде по обеспечению единства измерений.

Для обоснования и последующей реализации этого подхода была принята программа исследований долговременной стабильности метрологических характеристик УВПД путём исследования действительных (экспериментальных) значений погрешности измерений на достаточно большом временном промежутке. При обнаружении закономерностей изменения показателей точности УВПД с течением времени может быть изучена возможность построения моделей, прогнозирующих стабильность показателей точности УВПД.

Определение значений действительной погрешности проводилось ежегодно с 2014 по 2022 год на трёх образцах устройств УВПД-5000, эксплуатируемых в составе оборудования ЗНС космодрома Восточный. Все опытные образцы изготовлены в 2014 году, их юстировка (настройка и регулировка) выполнялась на производственной площадке изготовителя (город Москва) в период с июля 2014 по февраль 2015 года. При этом были определены их действительные метрологические характеристики.

Экспериментальные исследования выполнялись в режиме статического взвешивания и в режиме взвешивания выданной дозы с регистрацией результатов измерений.

Измерения в режиме статического взвешивания выполнялись при нагружении ВУ возрастающими нагрузками (гирями) во всём диапазоне взвешивания до максимальной нагрузки (Max) с регистрацией показаний ВУ при установленных испытательных нагрузках.

Измерения в режиме взвешивания выданной дозы выполнялись при разгружении (т.е. при убывающих нагрузках – снятии гирь с грузоприёмной платформы) ВУ после его двухчасовой выдержки под нагрузкой Мах. Показания ВУ при нагрузке Мах принимали за нуль, далее гири разгружали до тех пор, пока суммарная номинальная масса снятых гирь не достигнет значения максимальной выдаваемой дозы (Мах_л).

В июне 2015 года весоизмерительные устройства были отправлены на космодром Восточный. С января по февраль 2016 года были проведены исследования метрологических характеристик этих устройств на месте их установки и эксплуатации. Причём первые контрольные измерения выполнялись при калибровочных коэффициентах, установленных в Москве в испытательной лаборатории на полигоне МАДИ (дер. Чёрная грязь). Были установлены географическая широта ф и высота над уровнем моря *h* для полигона МАДИ и космодрома Восточный. По формуле, приведённой в работе (*Путилов К.А.*, 1963):

 $g=9,78049 (1+0,005288 \times \sin^2 \varphi - 0,00006 \times \sin^2 2\varphi - -3,08 \times 10^{-6} h),$

были рассчитаны значения ускорения свободного падения на полигоне МАДИ – g_1 =9,8156 м/с² и на космодроме Восточный – g_2 =9,8115 м/с².

Поправочный коэффициент K, с помощью которого выполнялась корректировка результатов измерений, полученных при проведении экспериментов на космодроме Восточный, определялся отношением $g_1/g_2=1,00042$.

Такой подход позволил оценить изменение метрологических характеристик ВУ за время после его юстировки на полигоне МАДИ и исследованиях на космодроме Восточный.

После этого провели юстировку всех устройств на месте их установки и эксплуатации. Контрольные измерения проведены в июне 2017 года (через 16 месяцев после юстировки). В 2017 году для некоторых устройств выполнялась повторная настройка/ регулировка. В ВУ, имевших небольшую действительную погрешность (не более 0,2 от *тре* и/или mpe_{n}), калибровочные коэффициенты, определённые в 2016 году, сохранили без изменений.

Повторные аналогичные экспериментальные исследования были выполнены в июне 2018 года. Результаты экспериментальных исследований, выполненных с 2014 по 2018 годы, проанализированы и обработаны.



рисунок 1. Действительные значения погрешности УВПД-5000 заводской № 09 в режиме статического взвешивания

Рассмотрим результаты определения действительных значений погрешности УВПД–5000 (рисунок 1) в режиме статического взвешивания для двух измерительных каналов К1 и К2 устройства УВПД-5000 заводской № 09, полученные при экспериментальных исследованиях последнего с 2014 по 2018 годы.

Примечания: условные обозначения, приведённые на рисунках 2 и 3, на примере обозначения 2017(16) указывают: 2017 — год выполнения эксперимента 2017; (16) — количество месяцев после последней юстировки (настройки и регулировки) 16.

На рисунке 1 также приведено графическое изображение пределов допускаемой погрешности (*тре*_д) устройства УВПД-5000 заводской № 09, установленных при утверждении типа и принимающих значения: ±0,5 кг при нагрузках до 250 кг и ±3 кг при нагрузках свыше 3000 кг.

Значения действительной погрешности УВПД-5000, полученные по результатам восьми серий измерений, проведённых с 2014 по 2018 годы для каналов К1 и К2, лежат в диапазоне от минус 0,35 кг до плюс 0,35 кг во всём диапазоне измеряемых нагрузок (0–5000) кг. Максимальная погрешность для устройств УВПД-5000 наблюдается в результатах канала № 2 устройства, заводской № 03 при серии измерений, проведённой в 2018 года. Значения этой погрешности изменяются от минус 0,4 кг при нагрузке 1500 кг до минус 0,9 кг при нагрузке 5000 кг. В то же время погрешность измерительного канала № 1 за этот период исследований не превышает плюс 0,35 кг.

Значения действительных погрешностей УВПД-5000, заводской № 09 в режиме взвешивания дозы приведены на рисунке 2; на этом же рисунке графическое изображение:



рисунок 2. Действительные значения погрешности взвешивания дозы УВПД-5000 заводской № 09

- пределов допускаемой погрешности взвешивания дозы *тре*_д, установленных при утверждении типа УВПД-5000 и приведённых в технической документации изготовителя;
- пределов абсолютной допускаемой погрешности выдачи дозы, соответствующих требованиям технического задания на выдачу дозы при заправке баков ЛА, выраженных в относительных единицах ±0,3% от массы дозы.

Графическое изображение наглядно демонстрирует, что значение mpe_{π} для массы дозы 1500 кг меньше допускаемой погрешности выдачи дозы в 3,1 раза, а при массе дозы 3000 кг – в 6,25 раз. При этом действительные значения погрешности взвешивания дозы (от минус 0,2 кг до плюс 0,15 кг), зарегистрированные с 2015 по 2018 годы, в 7,5 раз меньше mpe_{π} для значений массы дозы в диапазоне от 1000 до 3000 кг.

Если выразить полученные результаты измерений абсолютной погрешности взвешивания дозы в относительных единицах, то значения относительной погрешности будут лежать в пределах $\pm(0,04-0,02\%)$ для диапазона взвешивания дозы (500–1000) кг и $\pm(0,02-0,003\%)$ для диапазона взвешивания дозы (1000–3000) кг.

Максимальную погрешность взвешивания дозы имеет канал № 2 УВПД-5000 заводской № 03 при измерениях в 2018 году. Величина этой погрешности достигает минус 0,25 кг при 1000 кг и минус 0,5 кг при массе дозы 3000 кг. В относительных единицах эти погрешности не превышают минус 0,025%, что значительно меньше допускаемой погрешности на заправку.

Таким образом, полученные результаты экспериментальных исследований (действительные значения погрешности УВПД как в статическом режиме, так и в режиме взвешивания дозы) позволяют утверждать, что заправка баков ЛА может выполняться с погрешностью меньшей *тре*_д. При этом следует заметить, что выявить закономерности изменений показателей точности УВПД с течением времени («временного тренда») с целью построения прогнозирующих моделей исследователям не удалось. Более того, в разные годы нередко наблюдались знакопеременные результаты.

Возможной причиной знакопеременных результатов может быть зависимость показаний устройств от установки грузоприёмной платформы. Устройства УВПД относятся к перемещаемым весам, так как для проведения заправки УВПД транспортируются на место заправки и разарретируются, а после завершения заправки их арретируют и транспортируют обратно к месту хранения. При разных установках (положениях) грузоприёмных платформ возможна различная установка маятниковых опор

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СОХРАННОСТИ МЕТРОЛОГИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК Весоизмерительных устройств на заправочно-нейтрализационной станции космодрома восточный



рисунок 3. Значения действительной погрешности каналов № 1 и № 2 УВПД-5000 заводской № 09

в грузопередающих устройствах, что приводит к отклонению направления передаваемой нагрузки от оси чувствительности тензодатчиков (*Бауманн Э.*, 1978) и, следовательно, к изменению показаний УВПД. При испытаниях в целях утверждения типа проводились измерения *тре* и *тре*_д при трёх перемещениях для трёх УВПД-5000 (заводские № 0,3, 0,8 и 0,9), при этом наблюдались изменения этих величин в пределах ±(0,2–0,4) кг в верхних диапазонах измерений.

После проведённого анализа была принята следующая программа дальнейших исследований.

1. Дополнительно изучить зависимость показаний УВПД-5000 от перемещений в режиме взвешивания выданной дозы.

2. С целью изучения временного тренда показаний на длительном временном отрезке проводить юстировку устройств только в случае когда действительные значения погрешности устройств достигнут значения 0,8 *тре* или 0,8 *тре*_д. Данный пункт принят по согласованию с руководством ЗНС космодрома «Восточный».

Зависимость показаний УВПД-5000 заводской № 09 от перемещений в режиме взвешивания выдаваемой дозы изучалась при 10 перемещениях. При каждом перемещении грузоприёмную платформу УВПД арретировали, перемещали на новое место, приводили в рабочее положение и проводили измерения при следующих номинальных значениях дозы: 250, 1000 и 3000 кг.



рисунок 4. Действительные значения погрешности УВПД-5000 заводской № 09 при статическом взвешивании



рисунок 5. Действительные значения погрешности УВПД-5000 заводской № 09 в режиме взвешивания выданной дозы

На рисунке 3 приведены значения действительной погрешности взвешивания дозы каналов № 1 (К1) и № 2 (К2) УВПД–5000 заводской № 09 при измерениях номинальных значений нагрузок, равных 250, 1000 и 3000 кг. Как видно из рисунка, полученные экспериментальным путём значения действительной погрешности взвешивания дозы для К1 и К2 лежат в пределах ±0,3 кг и только одно значение достигает величины +0,4 кг.

Эти результаты явно коррелируются со значениями действительной погрешности взвешивания дозы УВПД-5000 заводской № 09, полученными в период с 2014 по 2018 годы и приведёнными на рисунке 3.

Для получения более репрезентативной выборки данных было решено продолжить проведение ежегодных экспериментальных исследований стабильности (сохранности) метрологических характеристик УВПД-5000 в режимах статического взвешивания и взвешивания дозы, что позволило набрать массив данных за период с 2014 по 2022 год.

Отметим, что интервал с момента последней юстировки (настройки) устройств (с заводскими № 03, № 08, № 09) до момента выполнения исследований в 2022 году достиг 60 месяцев.

На рисунке 4 приведены полученные за период с 2014 по 2022 год результаты определения действительных значений погрешности УВПД-5000 заводской № 09 в режиме статического взвешивания испытательных нагрузок с номинальными значениями массы 250, 1000, 3000 и 5000 кг.

Максимальные значения погрешности УВПД-5000 в режиме статического взвешивания из всего массива данных, составляющего для двух каналов 16 экспериментальных точек, наблюдаются при испытательных нагрузках номинальной массы 5000 кг, при этом:

- в устройстве с заводским № 03 пятнадцать экспериментальных точек лежат в диапазоне от -0,4 до +0,5 кг, а максимальное значение погрешности равно -0,9 кг (второй канал, в 2018 году);
- в устройстве с заводским № 08 четырнадцать экспериментальных точек лежат в диапазоне от -0,2 до +0,4 кг, а максимальные значения погрешности равны -0,7 кг (второй канал, в 2020 и 2022 годах);
- в устройстве с заводским № 09 все экспериментальные точки лежат в диапазоне от -0,35 до +0,4 кг.

В целом, за весь период исследований в режиме статического взвешивания погрешность устройств не превышала $\pm 0,5$ кг при нагрузках от 0 до 3000 кг и $\pm 0,9$ кг при нагрузках от 3000 до 5000 кг, что составляет менее одной трети от предела допускаемой погрешности УВПД-5000 в режиме статического взвешивания.

На рисунке 5 приведены полученные за период с 2014 по 2022 год результаты определения действительных значений погрешности УВПД-5000 с заводским № 09 в режиме взвешивания выданной дозы (испытательные нагрузки с номинальными значениями массы 250, 1000 и 3000 кг).

Максимальные значения погрешности УВПД-5000 в режиме взвешивания выданной дозы из всего массива данных наблюдаются при испытательных нагрузках номинальной массы 3000 кг, при этом:

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СОХРАННОСТИ МЕТРОЛОГИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК Весоизмерительных устройств на заправочно-нейтрализационной станции космодрома восточный

- в устройстве с заводским № 03 четырнадцать экспериментальных точек лежат в диапазоне от -0,05 до +0,35 кг, а максимальные значения погрешности равны -0,5 кг (первый канал, в 2017 и 2022 годах);
- в устройстве с заводским № 08 пятнадцать экспериментальных точек лежат в диапазоне от -0,2 до +0,35 кг, а максимальное значение погрешности равно +0,45 кг (первый канал, в 2020 году);
- в устройстве с заводским № 09 все экспериментальные точки лежат в диапазоне от -0,2 до +0,35кг.

Таким образом, основной массив экспериментальных данных по трём устройствам УВПД-5000 (№ 03, 08, 09) лежит в пределах ±0,35 кг.

Результаты проведённых исследований показали отсутствие монотонного временного тренда показаний на длительном временном отрезке, однако наблюдаются регулярные знакопеременные колебания показаний, которые могут быть вызваны как перемещениями устройств, так и другими причинами, которые на данном этапе исследований ещё не выявлены.

Подводя итоги исследований, можно утверждать, что результаты полученных экспериментальных данных дают основание заявить иные, отличные от паспортных, значения метрологических характеристик устройств УВПД-5000 и применять их при заправке КРТ после проведения испытаний в целях утверждения типа средства измерений.

Таким образом, могут быть заявлены метрологические и технические характеристики УВПД-5000 со следующими значениями:

- действительная цена деления *d*, кг: 0,1;
- пределы допускаемой погрешности взвешивания, кг, в диапазоне измерений:
- от 20 до 3000 кг, кг: ±0,5,
- от 3000 до 5000 кг, кг: ±1;
- пределы допускаемой погрешности взвешивания дозы, кг, в диапазоне измерений от 20 до 3000 кг: ±0,5;

- диапазон рабочих температур: (20±2)°С.

При положительных результатах реализации данной процедуры пределы относительной погрешности взвешивания доз 1000 кг («Г») и 2000 кг («О») составят $\pm 0.05\%$ и $\pm 0.025\%$ соответственно.

Таким образом, результаты проведённых экспериментальных исследований подтверждают сохранность метрологических характеристик УВПД в установленных пределах допускаемой погрешности, а также могут служить основанием для подтверждения более высоких показателей точности УВПД и, соответственно, точности заправки баков МДУ РБ «Фрегат» на ЗНС космодрома «Восточный» без значительных материальных затрат на создание нового весоизмерительного оборудования.

список литературы

Асюшкин В.А., Федоскин Д.И., Жумаханов Н.Б., Викуленков В.П. и др. Универсальный разгонный блок повышенной энерговооруженности «Фрегат-СБУ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 147-156.

Бауманн Э. Измерение сил электрическими методами. М.: Мир, 1978. 430 с.

Лебедев А.Г., Шульга, В.М. Назаров В.Н. О погрешности весоизмерительных устройств, работающих в системах заправки космических аппаратов // Законодательная и прикладная метрология: научно-технический журнал. 2015. № 3. С. 18-23.

Путилов К.А. Курс физики: В 3 т. Т. 1. Механика. Акустика. Молекулярная физика. Термодинамика. М.: ГИ ФМЛ, 1963. 560 с.

Рулев С.В., Шульга В.М., Николаев А.В., Лебедев А.Г. и др. Весоизмерительные устройства для заправки разгонного блока «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 74-80.

Шевченко С.Н., Сова А.Н., Шульга В.М., Кулаков С.Н. и др. Реализация новой технологии заправки на ЗНС космодрома «Восточный» и результаты первых заправок разгонного блока «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 4. С. 60-66.

Шульга В.М. Современные весоизмерительные устройства для реализации технологий заправки разгонных блоков // Актуальные вопросы проектирования космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований: сб. научных трудов «НПО им. С.А. Лавочкина». Химки, 2017. № 2. С. 573-578.

Шульга В.М. Технология заправки разгонных блоков и космических аппаратов с применением транспортно-заправочных контейнеров и мобильных весоизмерительных устройств // Сб. трудов XXXII Межведомственной научно-практической конференции космодрома «Плесецк» 2016 г. Мирный, 2016. С. 163-172.

Шульга В.М. Метрологическая модель современной системы заправки // Двойные технологии. 2019. № 1. С. 43-46.

Шульга В.М., Лебедев А.Г., Борисов В.Г., Сова А.Н. и др. Теоретическое и экспериментальное обоснование технологии заправки разгонного блока «Фрегат» компонентами топлива из транспортнозаправочных контейнеров методом весового дозирования // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 187-191.

Статья поступила в редакцию 24.05.2023 Статья после доработки 24.05.2023 Статья принята к публикации 24.05.2023

ПЕРСПЕКТИВЫ ВНЕДРЕНИЯ ПОСЛЕСВАРОЧНОЙ ВИБРАЦИОННОЙ ОБРАБОТКИ В ОТВЕТСТВЕННЫХ СВАРНЫХ КОНСТРУКЦИЯХ

IMPLEMENTATION OUTLOOK OF POST-WELDING VIBRATION TREATMENT IN CRITICAL WELDED STRUCTURES



К.Е. Пономарев¹, kep@laspace.ru; **К.Е. Ponomaryov**



И.В. Стрельников^{1,2}, кандидат технических наук, strelnikoviv@laspace.ru; **I.V. Strelnikov**



А.А. Антонов², доктор технических наук, trp91@rambler.ru; **А.А. Antonov**

В статье приведены результаты применения послесварочной вибрационной обработки ответственных сварных конструкций. Обоснована необходимость уменьшения послесварочных деформаций сварных конструкций, а также стабилизации их размеров во времени. Изложен малоэнергоёмкий, высокопроизводительный технологический процесс послесварочной вибрационной обработки сварных конструкций в заневоленном состоянии в сварочном приспособлении или в универсально-сборном кондукторе; приведены особенности его выполнения по выбору параметров режима, схемы крепления вибратора, варианта виброизоляции; показана его эффективность по критерию минимизации остаточных напряжений и остаточных деформаций. Приведены оценка ресурса сварных конструкций, затрачиваемого на послесварочную виброобработку; рекомендации для последующего совершенствования данной технологии и тиражирования для сварных конструкций с высокими требованиями к послесварочным деформациям и стабильности размеров во времени.

The article presents the results of the post-welding vibration treatment of critical welded structures. The necessity is substantiated of the post-welding deformations reduction and their size over-time stabilization. The article outlines a low-energy and high-performance procedure of post-welding vibration treatment of welded structures stabled in a welding device or in a universally assembled conductor; the features of its implementation are given for choosing the parameters of the mode, the vibrator's fastening pattern, vibration isolation option; its effectiveness is demonstrated by criterion of minimization of residual stress and deformations. The estimation of the welded structures resource spent on post-welding vibration treatment is given. Recommendations are given for further improvement of the technology and replication for welded structures with high requirements for post-welding deformations and dimensional stability over time.

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

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

² РГУ нефти и газа (НИУ) им. И.М. Губкина, Россия, г. Москва.

Gubkin Russian State University of Oil and Gas (NIU), Moscow, Russia.

ПЕРСПЕКТИВЫ ВНЕДРЕНИЯ ПОСЛЕСВАРОЧНОЙ ВИБРАЦИОННОЙ ОБРАБОТКИ В ОТВЕТСТВЕННЫХ Сварных конструкциях

Ключевые слова: вибрационная обработка; сварная конструкция; дуговая сварка; релаксация напряжений; стабильность размеров; сварочный кондуктор.

DOI: 10.26162/LS.2023.61.3.008

введение

Ответственные сварные конструкции нашли широкое применение при производстве космических аппаратов: основы силовых конструкций спутников по типу каркасов, рам или платформ, служащих для связи функционалов между собой; ферменные адаптации, применяемые в качестве опорных связующих элементов между ступенями ракеты; панели для навески и взаиморасположения управляющих и терморегулирующих систем; баки для топлива или управляющей среды. Традиционно для получения таких сварных конструкций применяется аргонодуговая сварка неплавящимся электродом, зарекомендовавшая себя как процесс с хорошей технологичностью и стабильностью качества, а также ремонто- и контролепригодностью (Ефанов В.В. и др., 2021; Кудрявиев С.В. и др., 2022).

Однако технология аргонодуговой сварки характеризуется значительным тепловложением и объёмом расплавленного металла сварного соединения. Резкий локальный неравномерный нагрев и расплавление металла с образованием сварочной ванны движущимся источником электрической дуги, а затем её кристаллизация и образование сварного соединения с последующим быстрым охлаждением сварного соединения и прилегающего металла являются причиной возникновения остаточных напряжений и остаточных деформаций. Остаточные деформации приводят к необходимости закладывать значительные припуски на механическую обработку сварных конструкций по стыковочным или по габаритным поверхностям; это увеличивает номинальное значение массы изделия и колебание данного значения, удорожает и удлиняет расточные или фрезерные операции, а в ряде случаев, при недостатке припуска на механическую обработку, приводит к необходимости правки сварной конструкции или наплавки недостающего припуска. Значительные остаточные напряжения могут быть причиной нестабильности размеров во времени, в том числе во время эксплуатации. Таким образом, процесс аргонодуговой сварки для ответственных сварных конструкций требует принятия мер по минимизации остаточных напряжений и остаточных деформаций.

Key words: vibration treatment; welded structure; arc welding; stress relaxation; dimensional stability; welding conductor.

Традиционными мерами предупреждения послесварочных остаточных деформаций являются следующие конструкторско-технологические приемы: проектирование конструкций с симметричным или компенсирующим расположением сварных швов, применение прерывистых сварных швов, уменьшение их поперечного сечения, применение способов сварки с пониженным тепловложением, оптимизация режима сварки, применение припусков на усадку, задание предварительных обратных деформаций, интенсификация теплоотвода из околошовной зоны, применение рациональной последовательности сборки и сварки (Коновалов А.В. и др., 2007; Пономарёв К.Е. и др., 2017).

Радикальным приёмом стабилизации заданных геометрических параметров сварной конструкции (при большой концентрации сварных швов, при податливой сварной конструкции) является термическая правка. Данная технология заключается в проведении термической обработки сварной конструкции совместно с приспособлением, в котором эта конструкция жёстко закреплена; при этом сварка выполняется обычно в этом же приспособлении. При термической обработке сварной конструкции в заневоленном состоянии происходят локальные, пластические деформации наиболее напряженных участков в условиях понижения предела текучести при нагреве. Недостатки вышеприведённой технологии: высокая стоимость изготовления (с возможностью частичного или полного применения деталей универсально-сборных приспособлений) уникальных жёстких, точных кондукторов для сборки-сварки и последующей термической обработки, удлинение производственного цикла (как по изготовлению кондуктора, так и по термической обработке), энергоёмкость. Значимость этих существенных недостатков резко возрастает при уменьшении массовости производства, что становится критичным для единичного производства, характерного для производства космических аппаратов (Коновалов А.В. и др., 2007; Пономарёв К.Е. и др., 2017).

Как изложено выше, термическая обработка часто проблематична, а нередко просто невозможна при увеличении габаритов сварных конструкций сверх возможностей термического оборудования. Существует возможность применения технологии, альтернативной термической обработке сварных конструкций – вибрационная обработка, основанная на введении циклического механического воздействия. Для вибрационной правки, как и в случае с термической правкой, сварную конструкцию, собирают и сваривают в жёстком, точном кондукторе. Если после сварки произвести демонтаж конструкции из кондуктора без последующей термической (или вибрационной) обработки, то произойдёт релаксация упругой составляющей остаточных сварочных напряжений, что вызовет деформацию, искажающую геометрию конструкции. Однако, если сварную конструкцию подвергнуть послесварочной виброобработке не демонтируя, то в наиболее напряжённых её местах произойдёт сложение напряжений от циклического вибронагружения с послесварочными, а при превышении пиковых значений суммированных напряжений предела текучести материала будут происходить циклически внутренние микропластические деформации, снижающие уровень внутренних напряжений на критических участках. Если после этого демонтировать сварную конструкцию из приспособления, то остаточные деформации будут значительно меньше, чем в демонтированной без виброобработки. Данное свойство послесварочной вибрационной обработки и позволяет её применение в качестве альтернативы термической обработке.

Достоинствами послесварочной виброобработки по сравнению с термической являются: короткая продолжительность процесса, малая энергозатратность и небольшие капитальные затраты на оборудование, мобильность оборудования, возможность дополнительного контроля по снижению энергопотребления асинхронного двигателя вибратора или изменению амплитудно-частотной характеристики в процессе виброобработки, а также отсутствие нежелательных изменений свойств материала сварной конструкции, возможность выполнения на тех же производственных площадях, где производится и сварка, исключая тем самым межцеховые перемещения (Дрыга А.И., 2004; Лащенко Г.И. и др., 2008; Shaikh S.N., 2016; Govindarao P. et al., 2012; Ratnathicam Shantini, 1979).

1. Технологические особенности выполнения послесварочной обработки

Послесварочная виброобработка имеет свою специфику проведения. Прежде всего важно обеспечить необходимую жёсткость, выбрать схему закрепления, обеспечить виброизоляцию кондуктора и сварной конструкции от пола или стапелей цеха. Необходимо определить эффективные параметры режима виброобработки и оценить объективно эффективность процесса.

Виброобработку массивных сборочных единиц, содержащих жёсткие литые или сварные заготовки либо состоящих из жёстко связанных между собой замкнутых контуров, проводят путём закрепления вибратора непосредственно на имеющихся площадках сборочных единиц. Сварные конструкции с недостаточной жёсткостью, а также имеющие консольные, вынесенные конструктивные элементы, обрабатывают закреплёнными в кондукторах. Вибратор закрепляют на базовых деталях с применением болтовых соединений через прорези лапок вибратора на Т-образных пазах элементов кондуктора (плиты, кольца, планки), либо прикрепляют к элементу сварной конструкции или кондуктора с применением струбцин за края лапок; принимаются меры против самооткручивания резьбовых соединений под действием знакопеременной нагрузки (пружинные или зубчатые шайбы, контргайки, самоконтрящиеся гайки; периодический контроль). В ряде случаев (трубы с вваренными элементами, фланцы и т.д.) применяют схему виброобработки на подвесах.

Схема закрепления выбирается с учётом специфики конкретного случая вибрационной обработки: на выбранных околорезонансных частотах проводится определение зон пучности и узловых линий либо с применением модального анализа, либо практически с применением технологического виброагента (песка, стружки). Виброобработка при расположении возбудителя в наиболее жёсткой части сварной конструкции позволяет достичь максимального значения амплитуды в наибольшем числе геометрических мест, что повышает эффективность обработки (Дрыга А.И., 2004; Лащенко Г.И. и др., 2008).

Виброизоляцию кондуктора выполняют посредством виброопор или подвешивания; виброопорами могут быть различные демпферы: пружины, шины, куски резина, фторопластовые втулки и т.д. Обычно применяют три-четыре виброопоры, равномерно распределённые между кондуктором и стапелем. Виброопоры, как и вибровозбудитель, также выгодно устанавливать в узловые линии, где наблюдаются минимальные колебания.

Параметры режима определяются из условия достижения наиболее выраженного резонанса сварной конструкции (или при угрозе поломок – околорезонансных частот) путём прогона с плавным изменением частот и графического или экспериментального определения пиков амплитудно-частотных характеристик (АЧХ). Виброусилие обычно задаётся величиной дисбаланса эксцентриков на валу двигателя и выбирается исходя из массы обрабатываемой сварной конструкции (с учётом кондуктора). Время вибрационной обработки определяется опытным

ПЕРСПЕКТИВЫ ВНЕДРЕНИЯ ПОСЛЕСВАРОЧНОЙ ВИБРАЦИОННОЙ ОБРАБОТКИ В ОТВЕТСТВЕННЫХ Сварных конструкциях

путём, ориентированием на получение требуемого результата, либо измерением деформаций в макрообъёме, либо по изменению АЧХ, характеризующих деформации в микрообъёме. Обычно время обработки на каждом резонансе и в каждом месте установки составляет, не более десяти минут. Суммарное время обработки, включающее все установы вибратора и все резонансы, рекомендуется устанавливать не более 90 минут; дальнейшее увеличение периода обработки не эффективно (Пономарев К.Е. и др., 2019; Ризванов Р.Г. и др., 2012).

Оценка эффективности процесса послесварочной вибрационной обработки возможна по результатам сравнения геометрических отклонений служебных поверхностей относительно базовых поверхностей элементов кондуктора (или индикатора расточных/ фрезерных станков): при уменьшении данного отклонения по сравнению со случаем без обработки эффективность в части уменьшения остаточных послесварочных деформаций подтверждается. Косвенной оценкой служит параметр снижения энергопотребления или параметр снижения температуры в подшипниках асинхронного двигателя вибратора, а также факт изменения АЧХ сварной конструкции до и после виброобработки (Дрыга А.И., 2004; Лащенко Г.И. и др., 2008; Shaikh S.N., 2016).

Оценка эффективности послесварочной виброобработки объективна также на основе снижения остаточных напряжений. Для этого подходят как физические методы оценки величин остаточных напряжений (рентгеновские, акустические, магнитные, электрические, твёрдости), так и механические (тензометрия и лазерная интерферометрия).

По комплексу отличий одним из наименее трудоёмких и наиболее достоверных для применения к сварным конструкциям из алюминиевых сплавов в производственных условиях является метод лазерной интерферометрии. Данный метод состоит в измерении деформаций в зоне разгрузки путём получения спекл-интерферограммы при поточечном вычитании изображений освещённой лазером поверхности до и после упругой разгрузки при получении зондирующего отверстия, с последующим пересчётом измеряемых деформаций в напряжения с применением основных положений теории упругости. Таким образом, происходит измерение абсолютных значений остаточных напряжений с погрешностью в цену деления одной интерференционной полосы спеклинтерферограммы, что выгодно отличает данный метод от физических методов, имеющих ограничения по классам и особенностям материалов с токи зрения структуры, магнитных свойств, твёрдости и т.д. (Антонов А.А., 2013). Пример спекл-интерферограммы в зоне термического влияния сварного шва основного материала АМг6 приведён на рисунке 1.



рисунок 1. Спекл-интерферограмма после вибрационной обработки сплава АМг6 в зоне термического влияния. Число интерференционных полос составляет четыре

2. Результаты применения виброобработки и их обсуждение

Для компоновочного распределения спутников между собой и соединения с разгонным блоком применяются различные адаптации мелкосерийного, а часто и уникального производства. Как правило, адаптации представляют собой фермы различной конфигурации, образуемые двумя массивами фитингов, расположенных в верхней и нижней плоскостях, соединённых по боковой поверхности трубами, и усиленных дополнительно обвязками из труб по периметру друг с другом; фитинги соединяются с трубами аргонодуговой сваркой. Объём сварки достаточно высок: часто присутствуют многопроходные стыковые сварные швы, нахлёсточные соединения с катетами до 6 мм. Количество сварных швов может достигать нескольких сотен, что нередко приводит к значительным остаточным деформациям, когда нарушаются заложенные конструктором геометрические габаритные и присоединительные размеры или оказывается недостаточным заданный технологом припуск. Как отмечалось, применение термической обработки ограничивается большими габаритами адаптаций, которые, вместе со сварочным кондуктором, превышают размеры рабочей камеры имеющихся печей. Поэтому отделом главного сварщика был выполнен ряд экспериментальных работ на образцах, а затем, с учётом их положительного результата и производственной необходимости, проведена послесварочная обработка ряда адаптаций, которые представляли собой сборочные единицы из труб и фитингов, соединённых посредством ручной аргонодуговой сварки. Для создания технологической вибрации применялся технологический комплекс И100-17 «Резонанс», состоящий из двигателя и пульта управления:

1. На цеховой площадке была проведена послесварочная вибрационная обработка сварной конструкции «Ферма», выполненной из алюминиевого сплава АМг6 ОСТ 1 92096-83. Определение параметра режима производилось путём прогона асинхронного двигателя комплекса «Резонанс» в пределах его рабочего диапазона и фиксированием первой резонансной частоты. При этом было обеспечено жёсткое закрепление сварной конструкция в кондукторе, жёсткое закрепление асинхронного двигателя вибратора опорной поверхностью к оснастке, виброизоляция оснастки от опорных столов резиновыми демпферами (рисунок 2). Послесварочная виброобработка велась в течение десяти минут на выбранном режиме; переустановка двигателя вибратора не производилась. Для оценки остаточных напряжений на «Ферме» до и после проведения технологической вибрации с помощью интерферометра «ДОН-5ЦЗ» производилось построение интерферограмм; по информации из интерферограмм определяли величины остаточных напряжений. После вибрационной обработки зафиксировано снижение уровня остаточных напряжений: на фрезерованном узле (фитинге) с 18,6...26,9 МПа до 9,3...9,9 МПа (на 68% в среднем); на трубном элементе напряжения снизились



рисунок 2. Процесс вибрационной обработки сварной конструкции «Ферма»

с 18,6 МПа до 0 МПа (на 100% в среднем). Таким образом, остаточные напряжения на фрезерованном узле несколько выше, чем на трубном элементе, что объяснимо разной жёсткостью. Смещение размеров на «Ферме» – приблизительно до 1,5 мм; припусков на фитингах хватило для проведения механической обработки, и это хороший результат – с учётом повышенных толщин свариваемых труб.

2. Была выполнена послесварочная вибрационная обработка сварной конструкции «Ферма верхняя», изготовленной из алюминиевого сплава АМг6 ОСТ 1 92096-83. Виброобработка проводилась в заневоленном состоянии; вибратор закреплялся внутри, консольно на выступе, жёстко закреплённом на универсально-сборочном приспособлении. Приспособление вместе с вибратором и «Фермой верхней» укладывались на деревянные квадратные бруски (квадрат 50 мм), уложенные, в свою очередь, на резиновый демпфер (рисунок 3). Далее путём прогона в частотном диапазоне была выбрана околорезонансная частота. Измерение остаточных деформаций производилось по фитингам «Фермы верхней» с обвязкой. Результат: после виброобработки уход координат поверхности до 2,8 мм, что является допустимой величиной для данного вида конструкций.



рисунок 3. Процесс вибрационной обработки сварной конструкции «Ферма верхняя»

ПЕРСПЕКТИВЫ ВНЕДРЕНИЯ ПОСЛЕСВАРОЧНОЙ ВИБРАЦИОННОЙ ОБРАБОТКИ В ОТВЕТСТВЕННЫХ СВАРНЫХ КОНСТРУКЦИЯХ



рисунок 4. Процесс вибрационной обработки сварной конструкции «Ферма нижняя»

3. Проведена послесварочная вибрационная обработка изготовленной из стали 25 ГОСТ 1050-2013 сварной конструкции «Ферма нижняя». Перед вибрацией данная сварная конструкция была сварена по технологии, обеспечивающей взаимную компенсацию сварочных деформаций в каждом конкретном сварном соединении, а также возможность смещения ряда элементов относительно друг друга. Виброобработка проводилась в заневоленном состоянии: сварная конструкция была закреплена в кондукторе до сварки и раскреплялась после окончания виброобработки (рисунок 4). Рентгенографические исследования дефектов не выявили. Результат положительный: после виброобработки максимальный половинный допуск разности диаметров составил 5,25 мм, что позволило обеспечить выполнение требуемых координат присоединительных размеров.

Для размещения управляющих элементов изготавливаются различные панели, представляющие собой листовую конструкцию с отбортовкой по периметру. Панель монтируется на плите нижнего ложемента приспособления, обхватывая отбортовкой данную плиту, прижимается плитой верхнего ложемента и фиксируется; далее производятся сборка элементов навески – конструктивных элементов (кронштейны, уши и т.д.) и аргонодуговая сварка элементов навески к панели и углов отбортовки; затем следует термическая обработка в зажатом состоянии в приспособлении, служащая для минимизации остаточных деформаций (хлопунов на панели) в свободном состоянии (после демонтажа) и для проведения демонтажа сварного узла с нижнего ложемента приспособления без усилий и дефектов (без трещин и надрывов). В ряде случаев наблюдалась сложность с демонтажем панели из ложемента после термообработки, а иногда - трещины по основному материалу в зонах, расположенных с обратной стороны нахлёсточных сварных швов. В сварочной лаборатории была проведена послесварочная вибрационная обработка сварной конструкции «Панель» в заневоленном состоянии (рисунок 5). Цель такой обработки – снижение остаточных напряжений путём их релаксации, минимизация остаточных деформаций (хлопунов на панели) и вероятности образования трещин, обеспечение свободного демонтажа панели с нижнего ложемента приспособления. Послесварочная обработка велась в следующем порядке: панель закрепляли в приспособлении; проводили сборку и сварку «навески» и угловых швов отбортовки; затем осуществляли виброобработку в зажатом состоянии; потом – термообработку в зажатом состоянии; демонтировали панель из приспособления. Дополнительно (в штатном техпроцессе не предусмотрено) были выполнены рентгеноконтроль и цветная дефектоскопия. Результат положительный: трещин по основному материалу и в зоне гнутых уголков не было; после виброобработки с последующей термообработкой снятие панели из приспособления производилось свободно.



рисунок 5. Процесс вибрационной обработки сварной конструкции «Панель»

Снижение высокочастотного эксплуатационного ресурса сварных конструкций за счет вибрационной обработки незначительно, даже по сравнению с ресурсом на испытания. Виброобработка сварной конструкции «панель» состоит из 20000 циклов, «Фермы верхней» – из 28000 циклов, что составляет не более 5–10 процентов от количества циклов при виброиспытаниях по штатной технологии.

выводы

1. Послесварочная виброобработка ферменных сварных конструкций в заневоленном состоянии существенно снижает остаточные деформации и позволяет проводить последующую механическую обработку без термоправки и без применения повышенных размерных допусков.

2. Послесварочная виброобработка сварных конструкций типа панель существенно уменьшает их остаточные деформации, способствует свободному демонтажу из приспособления, уменьшению дефектности.

3. Послесварочная виброобработка обеспечивает значительное снижение остаточных сварочных напряжений в сварных соединениях (до 50%). 4. Снижение высокочастотного эксплуатационного ресурса сварных конструкций за счёт вибрационной обработки незначительно (5–10% от ресурса, затрачиваемого на испытания).

список литературы

Антонов А.А. Исследование полей остаточных напряжений в сварных конструкциях // Сварочное производство. 2013. № 12. С. 13-17.

Дрыга А.И. Вибростабилизирующая обработка сварных и литых деталей в машиностроении (теория, исследования, технология). Краматорск: ДГМА, 2004. 168 с.

Ефанов В.В., Моишеев А.А. Первый космический проект Г.Н. Бабакина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 2. С. 3-7.

Коновалов А.В., Неровный В.М., Куркин А.С. Теория сварочных процессов: учебник для вузов. М.: МГТУ имени Н.Э. Баумана, 2007. 752 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.

Лащенко Г.И., Демченко Ю.В. Энергосберегающие технологии послесварочной обработки металлоконструкций. К.: Екотехнологія, 2008. 168 с.

Пономарев К.Е., Стрельников И.В., Антонов А.А., Бондаренко А.А. Оценка эффективности режимов сопутствующей вибрационной обработки сварных соединений сплава АМг6 // Сварочное производство. 2019. № 11. С. 15-21.

Пономарёв К.Е., Стрельников И.В. К вопросу применения вибрационной обработки сварных конструкций космических аппаратов для повышения точности и размерной стабильности. Обзор // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 89-95.

Ризванов Р.Г., Файрушин А.М., Каретников Д.В. Влияние параметров вибрационной обработки в процессе сварки на свойства сварных соединений // Литье и металлургия. 2012. № 3. С. 337-342.

Govindarao P. et al. Affect of Vibratory Welding Process to Improve the Mechanical Properties of Butt Welded Joints // International Journal of Modern Engineering Research. 2012. Vol. 2, iss. 4. P. 2766-2770.

Ratnathicam Shantini. A study of the effect of vibration on the residual stresses in a welded fabricated tube // MSc theses. Portland State University, 1979. 84 p.

Shaikh S.N. Vibratory Residual Stress Relieving-A Review // Journal of Mechanical & Civil Engineering. 2016. № 3. P. 01-04.

Статья поступила в редакцию 16.05.2023 Статья после доработки 17.05.2023 Статья принята к публикации 17.05.2023 СОВРЕМЕННЫЕ ЗАРУБЕЖНЫЕ СИСТЕМЫ МИНИ-И МИКРОСПУТНИКОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ МИССИЙ РАДИОЛОКАТОРОВ С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ

Д.С. Дёмин¹, acnupaнm, dends@list.ru; **D.S. Demin**



В.П. Макаров¹, кандидат технических наук, makarov@laspace.ru; **V.P. Makarov**

Представлен обзор параметров аппаратуры наиболее продвинутых зарубежных миссий мини- и микроспутниковых космических систем дистанционного зондирования Земли с помощью радиолокаторов с синтезированной апертурой, в том числе Capella, Umbra, ICEYE, StriX и TecSAR.

Ключевые слова: мини- и микроспутниковые системы; радиолокаторы с синтезированной апертурой.

DOI: 10.26162/LS.2023.61.3.009

введение

Радиолокаторы с синтезированной апертурой (РСА) космических миссий дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) характеризуются увеличенными размерами антенных систем и энергопотреблением по сравнению с самолётными системами. Для примера: аппаратура миссии SHUTTLE SIR-C/X-SAR (США) имела массу 5600 кг и характеризовалась потребляемой мощностью по постоянному току 3000–8500 Вт; TerraSAR-X (Германия) – масса полезной нагрузки 400 кг, потребляемая мощность 800 Вт; CosmoSky-

ADVANCED MODERN FOREIGN MINI- AND MICROSATELLITE SPACE SYNTHETIC APERTURE RADAR MISSIONS



С.Ю. Самойлов¹, кандидат технических наук, SS2916@mail.ru; **S.Yu. Samoilov**



А.С. Петров¹, профессор, доктор технических наук, aspetr50@mail.ru; **А.S. Petrov**

The article provides a review of the most advanced modern foreign mini- and microsatellite space missions of Earth's remote sensing based on SAR, including Capella, Umbra, ICEYE, StriX and TecSAR.

Key words: mini- and microsatellite systems; Synthetic Aperture Radar.

Med (Италия) – масса 1700 кг, потребляемая мощность 4000 Вт.

Создаваемые в настоящее время отечественные спутники ДЗЗ с РСА обладают сопоставимыми с зарубежными аналогами массоэнергетическими характеристиками (КА «Обзор-Р» имеет массу 4000 кг, КА «Кондор-ФКА-2» 1300 кг). Новый аппарат «Кондор-ФКА-М» разрабатывается в развитие миссии «Кондор». Выполнение модернизации КА «Кондор-ФКА» позволит улучшить пространственное разрешение

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

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.
и реализовать полный поляризационный режим съёмки. Однако эти меры приведут к тому, что масса космического аппарата возрастёт до 2500–3000 кг.

Вместе с тем, одной из ведущих тенденций при создании космических систем ДЗЗ с использованием РСА стала реализация кластеров, состоящих из множества аппаратов с малой (50-150 кг) массой полезной нагрузки (МПН) и уменьшенным потреблением мощности по цепям питания, обладающих, тем не менее, достаточно хорошими эксплуатационными техническими характеристиками. В этой связи можно сделать ссылку на такие миссии, как созвездие Capella (США, МПН 50 кг), Umbra (США, МПН 65 кг), ICEYE (Финляндия, МПН 70 кг), StriX (Япония, МПН 150 кг) и ряд других. При создании современных кластерных систем ДЗЗ встают задачи формирования оптимального облика аппаратуры созвездия и реализации систем управления ими (Зубков Г.А. и др., 2021; Ширшаков А.Е. и др., 2022).

В рамках федерального проекта «Комплексное развитие космических информационных технологий» («Сфера») предполагается создать отечественную орбитальную группировку космических систем радиолокационного наблюдения (КС РЛН), основу которой будут составлять малые КА с низкой стоимостью изготовления. Их реализация позволит создать многоспутниковые орбитальные группировки (ОГ), обеспечивающие предоставление радиолокационных данных с высокой периодичностью наблюдения. Соответствующий научно-технический задел создаётся в рамках нескольких научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, выполняемых в широкой кооперации профильных предприятий РФ (URL: https://www.roscosmos.ru).

Цель статьи – обзор параметров аппаратуры наиболее продвинутых зарубежных миссий мини- и микроспутниковых космических систем Д33, реализованных на основе радиолокаторов с синтезированной апертурой (PCA).

По зарубежной классификации, малые спутники с размещаемой на них аппаратурой разделяются на шесть классов: мини- (100~500 кг),



рисунок 1. Классификация малых спутников

микро- (10~100 кг), нано- (1~10 кг), пико-(0.1~1 кг), фемто- (<1 кг) и, наконец, молекулярные спутники (10⁻⁶~10⁻² кг), рисунок 1 (*Wook P.S., Balasubramanian S., Kim S. et al.*, 2020). В скобках указан диапазон изменения массы аппаратов, входящих в каждый класс.

Большинство разработанных к настоящему времени миссий РСА с малыми спутниками относится к классам мини- и микро-. Ниже приводятся основные характеристики РСА следующих миссий: Capella, Umbra, ICEYE, StriX и TecSAR.

1. Миссия Capella

Компания Capella Space была основана в 2016 году в США (Калифорния) для углублённого исследования нашей планеты с помощью новых мощных средств (Farquharson G. et al., 2018; Stringham C. et al., 2019; Castelletti D. et al., 2020; Castelletti D. et al., 2022). Создатели компании воспользовались возможностью применения радиолокаторов с синтезированной апертурой для наблюдения земной поверхности, в том числе в тех 75% случаев, когда она невидима ночью или закрыта облаками днём. Уже в 2018 году Capella Space запустила первый в США коммерческий спутник Denali с установленными на нем двумя из 36 запланированных в миссии аппаратов РСА (рисунок 2). Цель проекта – обеспечение коммерческих пользователей высококачественным изображением земной поверхности в глобальном масштабе. Расчётный срок службы каждого микроспутника три года. Компания планирует построение нового поколения сенсоров РСА с целью такого развития созвездия, которое позволит улучшить решение коммерческих задач, а также задач сохранения и безопасности планеты.



рисунок 2. Созвездие РСА компании Capella Space

СОВРЕМЕННЫЕ ЗАРУБЕЖНЫЕ СИСТЕМЫ МИНИ- И МИКРОСПУТНИКОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ МИССИЙ РАДИОЛОКАТОРОВ С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ



а

a – Denali; **б** – Sequoia. **рисунок 3.** Аппараты Capella в космическом полёте

На рисунке 3 представлено изображение аппарата Capella в космическом полёте, на рисунке 4 – сравнительные размеры аппарата Capella с PCA Германского Аэрокосмического центра TerraSAR-X и человеческого роста.

Основные параметры PCA Capella указаны в таблице 1.

частотный диапазон	Х-диапазон (9.4–9.9 ГГц)
поляризация	одиночная и двойная
орбита	полярная
период обращения	90 минут
наклонение орбиты	90 градусов
высота над экватором	500±15 км
рабочие режимы	маршрутный, обзорный, широкоугольный (staring), телескопический, скользящий детальный
площадь антенны	>8 m ²
излучаемая мощность	600 Вт
операционный цикл излучения	>10%

Основные характеристики аппаратуры Capella

- Формирование улучшенного высококонтрастного изображения с геометрическим разрешением не более 0.5 м достигается при использовании раскрывающейся в космосе сетчатой рефлекторной антенны и реализации радиолокатора с высокой мощностью излучения.
- Увеличена продолжительность времени функционирования в активном режиме 10 минут на витке за счёт использования раскрывающихся панелей солнечных батарей с мощностью 400 Вт.

- б
- Имеется возможность непрерывной съёмки в маршрутном режиме длиной до 4000 км.
- Подвижная платформа, с помощью маховиков (reaction wheels) позволяет быстро изменять направление визирования Земли, обеспечивая формирование изображений различных целей.
- Имеется возможность формирования изображения в новом параллельном детальном режиме (staring spotlight image mode).
- Увеличенная скорость сброса данных на Землю до 1.2 Гбит/с превышает возможности других коммерческих систем.
- Существует возможность постановки решаемых задач в реальном масштабе времени за счёт шифрования данных с использованием системы Inmarsat.

Планируется разработка аппаратов нового типа массой от 40 кг до 100 кг. Они будут относиться к классу микроспутников, способных выявлять любые объекты размером более полуметра и идентифицировать их при размерах, превышающих 1.5 метра. Меньшее чем полметра разрешение позволит прямо на земле, в аэропорту определить тип воздушного судна. На изображениях будут видны машины, причём можно будет различить объекты гражданского и военного назначения.

Аппараты созвездия миссии PCA Capella могут быть использованы в различных областях, таких как геология, лесное хозяйство, транспорт, гражданская оборона и многое другое, что делает их уникальным инструментом для изучения и мониторинга нашей планеты.

Зависимость разрешения на поверхности по дальности от ширины полосы частот сигнала, модулирующего несущую частоту, и от угла визирования, представлена на рисунке 5.



рисунок 4. Сравнительные размеры КА миссии Capella

2. Миссия Umbra

Umbra – стартап, основанный в 2015 году (США) Дэвидом Ланганом и Гэйбом Доминоциэло, представляет собой микроспутник, на котором уставлена полезная нагрузка в виде мощного радиолокатора с синтезированной апертурой (URL: https://umbra. space). Способен выполнять съёмку земной поверхности днём, ночью, сквозь густые облака и формировать радиолокационные изображения с высочайшим разрешением, которое когда-либо было представлено на коммерческом рынке.

Первый спутник этой миссии был запущен с помощью ракеты Falcon-9 в июне 2021 года и предназначался для съёмки с разрешением 25 сантиметров области, имеющей площадь 16 км². В январе 2022 года Umbra была выбрана Национальным Рекогносцировочным Бюро (National Reconnaissance Office – NRO) в качестве исполнителя работы, выполняемой под руководством нового агентства по широкому оповещению о стратегических коммерческих усилиях по формированию высококачественных изображений заданных областей земной поверхности.



рисунок 5. Зависимость разрешения на поверхности по дальности от ширины полосы частот сигнала, модулирующего несущую частоту, и от угла визирования



рисунок 6. Изображение PCA Umbra в полёте

С этой целью было решено использовать кластеры коммерческих радиолокаторов, обладающих высоким пространственным разрешением.

Бюро NRO также выбрало изображения, сформированные миссиями других коммерческих PCA, а именно Capella Space и ICEYE. В октябре 2022 года DARPA пригласила Umbra присоединиться к программе Технология Формирования Распределённых Радиолокационных Изображений (Distributed Radar Image Formation Technology – DRIFT). В этой программе с целью поддержания усилий правительства по быстрому сбору и объединению синхронизованных моностатических и бистатических данных, полученных от малых PCA, используются спутники, разработанные коммерческими структурами.

На рисунке 6 дано изображение PCA Umbra в полёте. В таблицах 2, 3 и 4 приведены основные характеристики системы.

Технические характеристики созвездия Umbra

Режимы съёмки: детальный: стандартный размер сцены (кадра) 4×4 км, разрешение 0.25 м; маршрутный: 5–20 км×50 км (ширина×длина), разрешение 2 м; обзорный: произвольный полигон; геометрическое разрешение 10 м. Поляризация НН или VV. Полоса обзора 170–1100 км при лево- и правостороннем обзоре.

таблица 2 –	Параметры	спутника
-------------	-----------	----------

площадь/диаметр антенны	11.3 м²/3.79 м
ширина полосы частот 1200 МГц	
пиковая мощность	>500 Bt
масса КА при запуске	70 кг
объём при запуске	Sub-ESPA

таблица 🤅	3 – Начальные 1	параметры	орбиты

DI LOOTO	450 600 m
высота	430-000 KM
наклонение орбиты	97.7 градусов
	(полярная орбита)
номинальная высота орбиты	560 км
повторение трека на земле	2 недели

СОВРЕМЕННЫЕ ЗАРУБЕЖНЫЕ СИСТЕМЫ МИНИ- И МИКРОСПУТНИКОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ МИССИЙ РАДИОЛОКАТОРОВ С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ

таблица 4 – Геометри	я съёмки
----------------------	----------

угол сноса	45–135 (90±45) градусов
угол скольжения	20-70 градусов
сторона визирования	левая или правая

3. Миссия ІСЕҮЕ

Компания ІСЕҮЕ была основана в Финляндии в 2014 году, а в 2018 году ракета PSLV-XL доставила первый аппарат ІСЕҮЕ-Х1 на орбиту. Планируется создание группировки из 18 спутников, и к настоящему времени на орбиту уже выведено десять из них (Ignatenko V. et al., 2020; Ignatenko V. et al., 2021). В отличие от РСА, разрабатываемых зарубежными государственными корпорациями (например, Институтом Микроволн Германского Аэрокосмического Центра), в интернете и в специальной периодике представлен малоинформативный материал, освещающий детали проектирования РСА, устанавливаемых коммерческими фирмами на микроспутниках. Тем не менее, на рисунке 7 представлено изображение внешнего вида РСА ІСЕУЕ, а в таблицах 5 и 6 приведены основные характеристики системы.

таблица 5 – Системные и орбитальные параметры сенсоров ICEYE (в качестве примера приведены параметры миссии ICEYE-X2)

параметры системы	значение параметра
несущая частота	9.65 ГГц
сторона обзора	левая и правая
размеры антенны	3.2×0.4 м
частота повторения импульсов передатчика (ЧПИ-PRF)	2–10 кГц
диапазон частот сигнала, модулирующего несущую частоту	20–300 МГц
пиковая мощность	4 кВт
поляризация	BB
угол падения (маршрутный режим)	10–30 градусов
угол падения (детальный режим)	20–35 градусов
масса	95 кг
параметры орбиты и ориентации платформы	значение параметра
номинальная высота орбиты	570 км
наклонение орбиты	97.69 градусов
число витков за сутки	15
время повторного прохождения	17 дней
пересечение узла (nodal crossing)	10:30 LNDN

Краткий перечень характеристик

1. Масса: спутники ICEYE имеют массу порядка 100 кг, т.е. значительно меньше, чем традиционные спутники с PCA.



рисунок 7. Внешний вид РСА ІСЕҮЕ с активной фазированной антенной решёткой

2. Размер: габариты спутников составляют около $80 \times 60 \times 60$ см, что позволяет считать их малыми спутниками.

3. Радиочастотный диапазон: аппаратура РСА ICEYE работает в радиочастотном Х-диапазоне, что обеспечивает хорошее сочетание проникновения электромагнитной волны сквозь облака, дождь и лёг-кую растительность, а также высокое разрешение изображений.

4. Разрешение: спутники ICEYE предоставляют изображения с разрешением до 25 см на пиксель.

4. Миссия компании Synspective c PCA StriX

В материалах (URL: https://synspective.com/2; Ishimura K., Tomura T., Hirokawa J., 2022; Saito H. et al., 2019; Saito H. et al., 2018; Pyne B. et al., 2020) представлен проект малой PCA с массой аппаратуры 100 кг, установленной на платформе, летящей на орбите с высотой 619 км, рисунок 8.

В маршрутном режиме Д33 миссия обеспечивает геометрическое разрешение 3 м, а в скользящем детальном – 1 м. Блок-схема аппаратуры PCA StriX (JAXA, Япония) представлена на рисунке 9, её макет – на рисунке 10. В таблице 7 указаны основные параметры системы. В развёрнутом состоянии апертура антенны, состоящая из семи секций, имеет размеры 4.9×0.7 м. Пиковая излучаемая мощность 1000 Вт. Структура цельнометаллической трёхслойной платы щелевой антенной решётки изображена на рисунке 11.

5. Миссия TecSAR

TecSAR – это микроспутник с установленной на его борту аппаратурой PCA (URL: https://www. eoportal.org/satellite-missions/tecsar#mission-status; Naftaly U., Levy-Nathansohn R., 2008), спроектирован и разработан Израильским Аэрокосмическим

таблица 6 – Сводка рабочих режимов миссии IC	CEYE	E
--	------	---

параметр	маршрутный	детальный
номинальная ширина полосы захвата	30 км	5 км
номинальная длина кадра	50 км	5 км
углы визирования	10-30 градусов	20-35 градусов
ШЭ УЭПР	< -17 дБ	<-17 дБ
AOHC/ДОНС (AASR/RASR)	<-17 дБ	<-17 дБ
разрешение по наклонной дальности в одновидовом режиме, м	0.5 (300 МГц) 1.5 (100 МГц)	0.5 (300 МГц)
азимутальное разрешение в одновидовом режиме, м	2.5–3	0.2–1.0
область значений (range spacing) по дальности в одновидовом режиме, м	0.4–1.3	0.4
область значений (range spacing) по азимуту в одновидовом режиме, м	1.4–1.7	0.35–0.7
разрешение на земной поверхности по дальности, м	3.0	1.0
разрешение на земной поверхности по азимуту, м	2.5–3.0	0.5–1.0
область значений (range spacing) по наклонной дальности на земле в одновидовом режиме, м	2.5	0.5
область значений (range spacing) по азимуту на земле в одновидовом режиме, м	2.5	0.5

таблица 7 - Основные параметры системы StriX

параметр	режим SAR		
параметр	карта полосы	скользящий, детальный	
высота	500 км 500 км		
разрешение	3 м	1 м	
центральная частота	9,65 ГГц (Х-диапазон)		
ширина полосы	30 км	10 км	
полоса пропускания ЛЧМ	75 МГц	300 МГц	
поляризация	VV		
размер антенны	4,9×0,7 м		
эффективность антенны	50%		
пиковая мощность Тх	1000 W		
рабочий цикл Тх	25%		
потеря системы	0,6 дБ		
показатель шума системы	2,6 дБ		
диапазон угла визирования	15-45 градусов		
PRF (частота повторения импульсов)	3000-7000 Гц (ТВD)		
NESZ (центр луча) шумовой эквивалент УЭПР	-20 дБ -16 дБ (NESZ)		
отношение сигнал/неоднозначность (центр луча)	>15 дБ		



рисунок 8. Изображения микроспутника StriX-α (**a**) и созвездия Synspective на орбите (**б**), выполненные художником

СОВРЕМЕННЫЕ ЗАРУБЕЖНЫЕ СИСТЕМЫ МИНИ- И МИКРОСПУТНИКОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ МИССИЙ РАДИОЛОКАТОРОВ С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ



рисунок 9. Блок-схема аппаратуры РСА



а – предзапусковая конфигурация аппаратуры в свёрнутом состоянии; б –раскрытое состояние;

В – бесконтактное дроссельное волноводное возбуждение; **Г** – сотовая панель антенны с щелевой решёткой и встроенным волноводом; **Д** – перечень составных частей антенной панели, изображённой в раскрытом виде. **рисунок 10.** Вид антенной системы аппаратуры PCA MicroX-SAR



рисунок 11. Структура цельнометаллической трёхслойной платы щелевой антенной решётки с размерностью 16×16, возбуждаемой общим фидером

Агентством (IAI). Первый аппарат TecSAR-1 (Olef-8) был запущен в 2008 на орбиту с высотой 403×581 км и наклонением 41°. Следующий спутник TecSAR-2 (Olef-10) был отправлен на орбиту с высотой 384×609 км и наклонением орбиты 140.95° в 2014 году. Общая масса платформы 260 кг, из которых полезная составляет 100 кг. Пиковая мощность излучения – 1.6 кВт, обеспечивается за счёт литиевононной батареи ёмкостью 45 А/ч и солнечных панелей, способных вырабатывать мощность 850 Вт.

Излучающим элементом является параболическая антенна, выполненная в виде развёртываемого зонтичного рефлектора с жёсткой центральной антенной из углепластика (CFRP – carbon fiber reinforced



рисунок 12. Компоненты бортовой аппаратуры TecSAR



левый верхний – обзорный; верхний правый – маршрутный; нижний левый – мозаичный; нижний правый – детальный.

рисунок 13. Иллюстрация рабочих режимов аппаратуры TecSAR

plastic) и набором плетёных сетчатых клиньев, натянутых на каркасные рёбра (рисунок 12). Режимы работы аппаратуры указаны в таблице 8 и проиллюстрированы на рисунке 13. Пример изображения, полученного аппаратурой PCA TecSAR в области морского порта, представлен на рисунке 14.

Общие характеристики системы

Благодаря применению PCA систему можно использовать для 24-часового мониторинга объектов при любых погодных условиях.



рисунок 14. Пример изображения, полученного аппаратурой PCA TecSAR в области морского порта

СОВРЕМЕННЫЕ ЗАРУБЕЖНЫЕ СИСТЕМЫ МИНИ- И МИКРОСПУТНИКОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ МИССИЙ РАДИОЛОКАТОРОВ С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ

Спутник обладает системой обработки и хранения данных, которая позволяет сохранять большое количество информации о земной поверхности и передавать её на землю для дальнейшей обработки.

режим	разрешение		
обзорный	8 м		
маршрутный	3 м		
сверхмаршрутный (мозаичный)	1.8 м		
детальный	<1		
поляриметрии	можно использовать различные виды поляризации HH, YV, VH, VV		

таблица 8	– Режимы	работы	TecSAR
-----------	----------	--------	--------

заключение

Реализация мини- и микроспутниковых космических систем ДЗЗ на основе РСА стала возможной благодаря достижениям современной микроэлектроники, в том числе в области создания высокоэффективных усилителей мощности на нитриде галлия, реализации компактных в сложенном состоянии раскрывающихся в космосе сеточных антенных систем, а также высокотехнологичных углепластиковых волноводных антенн щелевого типа с рекордно малой массой. Преимущество малых аппаратов в том, что они дёшевы, запускаются на орбиту большими группами, формируя кластеры. За счёт этого повышается оперативность съёмки объектов наблюдения, а также реализуются преимущества работы системы в мультистатическом режиме. Наконец, потеря одного или даже нескольких аппаратов не приводит к полной утрате работоспособности миссии в целом.

список литературы

Зубков Г.А., Иванов И.Г., Головин Н.М., Бондарева М.К. Методика формирования предложений по восполнению многоспутниковой орбитальной группировки на основе метода *k*-средних // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 2. С. 54-59.

Ширшаков А.Е., Ефанов В.В., Моишеев 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.

Castelletti D., Farquharson G., Brown J. et al. Capella Space VHR SAR Constellation: Advanced Tasking Patterns and Future Capabilities // IGARSS. 2022. P. 4137-4149.

Castelletti D., Farquharson G., Stringham C., Eddy D. Operational Readiness of the Capella Space Sar System // IGARSS. 2020. P. 3571-3573. *Farquharson G., Woods W., Stringham C., Sankarambadi N. et al.* The Capella Synthetic Aperture Radar Constellation // IGARSS. 2018. P. 1873-1876.

Ignatenko V., Laurila P., Andrea Radius A., Lamentowski L. et al. ICEYE Microsatellite SAR Constellation Status Update: Evaluation of First Commercial Imaging Modes // IGARSS. 2020. P. 3581-3584.

Ignatenko V., Laurila P., Andrea Radius A., Lamentowski L. et al. ICEYE microsatellite SAR constellation status update: long dwell spotlight and wide swath imaging modes // IGARSS. 2021. P. 1493-1496.

Ishimura K., Tomura T., Hirokawa J. Low-Cost SAR Antenna with Wide Swath and High Ground Resolution // 36th Annual Small Satellite Conference. [SSC22-WKIII-02]. 2022. P. 1-14.

Naftaly U., Levy-Nathansohn R. Overview of the TEC-SAR satellite hardware and mosaic mode // IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters. 2008. Vol. 5, №. 3. P. 423-426.

Pyne B., Saito H., Akbar P.R. et al. Development and Performance Evaluation of SmallSAR System for 100-kg Class Satellite // IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing. 2020. Vol. 13. P. 3879-3891.

Saito H., Akbar P.R., Tanaka K., Mita M. et al. Engineering-Model Results of X-band Synthetic Aperture Radar for Small Satellite and Its Application to Constellation Mission // 33rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. 2018. SC18-VII-01. P. 1-9.

Saito H., Tanaka K., Kaneko T., Hirokawa J. et al. Proto-Flight Model of SAR for 100 kg class Small Satellite // 33rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. SSC19-IV-01. 2019. P. 1-7.

Stringham C., Farquharson G., Castelletti D., Quist E. et al. The Capella X-Band Sar Constellation For Rapid Imaging // IGARSS. 2019. P. 9248-9251.

URL: https://synspective.com/ (дата обращения: 22.05.2023).

URL: https://umbra.space. Umbra SAR Commercial Microsatellite Constellation (дата обращения: 22.05.2023).

URL: https://www.eoportal.org/satellite-missions/ tecsar#mission-status (дата обращения: 22.05.2023).

URL: https://www.roscosmos.ru (дата обращения: 22.05.2023).

Wook P.S., Balasubramanian S., Kim S., Weck O. Small-Satellite Synthetic Aperture Radar for Continuous Global Biospheric Monitoring: A Review // Remote sensing. 2020. 12. 2546. P. 31. doi: 10.3390/rs12162546.

Статья поступила в редакцию 29.05.2023 Статья после доработки 30.05.2023 Статья принята к публикации 30.05.2023 ОБЗОР ПРИМЕНЕНИЯ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ТЕПЛОВЫХ АГРЕГАТАХ С ФАЗОПЕРЕХОДНЫМИ ПРОЦЕССАМИ И ПУТИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ИХ КОНСТРУКЦИИ НА ОСНОВЕ ЭТИХ ТЕХНОЛОГИЙ REVIEW OF THE APPLICATION OF ADDITIVE TECHNOLOGIES IN THERMAL UNITS WITH PHASE TRANSITION PROCESSES AND APPROACHES TO IMPROVE THEIR DESIGN BASED ON THESE TECHNOLOGIES



Т.А. Сеньшина¹, acnupaнm, SenshinaTA@laspace.ru; **Т.А. Senshina**



A.E. Холяков¹, KHoliakovAE@ laspace.ru; A.E. Kholyakov



Ю.В. Панин¹, кандидат технических наук, PaninIUV@laspace.ru; **Yu.V. Panin**



Ю.П. Борщев¹, аспирант, BorshchevIUP@ laspace.ru; **Yu.P. Borshchev**

Внедрение современных производственных технологий при изготовлении элементов космической техники позволяет сократить сроки и затраты на производство космических аппаратов, что особенно актуально в связи с существенным увеличением спроса на серийное производство малых КА.

Одним из перспективных способов повышения технологичности и удешевления элементов КА является использование аддитивных технологий при изготовлении тепловых агрегатов.

Особенности применения аддитивных технологий в изготовлении тепловых агрегатов и, в частности, тепловых труб и тепловых аккумуляторов представлены в данной работе.

Ключевые слова: аддитивные технологии; тепловые агрегаты; тепловые трубы; 3D-печать; пористые структуры.

DOI: 10.26162/LS.2023.61.3.010

The introduction of modern production technologies in the manufacturing of space engineering parts makes it possible to reduce the time and costs for the production of spacecraft, which is especially important in respect of a significant increase in demand for mass production of small spacecraft. One of the promising approaches to improve manufacturability and reduce the cost of spacecraft parts is the application of additive technologies in the manufacturing of thermal units. The article presents features of the additive technologies introduced in the manufacturing of thermal units and, in particular, heat pipes and thermal batteries.

Key words: additive technologies; thermal units; heat pipes; 3D print; porous structures.

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

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

ОБЗОР ПРИМЕНЕНИЯ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ТЕПЛОВЫХ АГРЕГАТАХ С ФАЗОПЕРЕХОДНЫМИ ПРОЦЕССАМИ И ПУТИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ИХ КОНСТРУКЦИИ НА ОСНОВЕ ЭТИХ ТЕХНОЛОГИЙ

введение

Тепловой режим работы бортового оборудования и аппаратуры космического аппарата обеспечивается средствами, обладающими способностью собирать тепловую мощность источников энергии, а затем накапливать её или сбрасывать в окружающее пространство.

Сегодня наиболее эффективным способом обеспечения теплового режима КА является применение тепловых агрегатов, использующих принцип многократно обратимых фазовых переходов рабочего тела. В настоящей работе будут рассмотрены особенности применения аддитивных технологий в изготовлении различных тепловых агрегатов, таких как контурные, аксиальные и артериальные тепловые трубы (КнТТ, АТТ и АрТТ соответственно), а также тепловые аккумуляторы (ТА).

1. Аддитивные технологии в ТТ постоянной проводимости

Тепловая труба (TT) постоянной проводимости представляет собой высокоэффективный двухфазный теплообменный агрегат. Благодаря простоте конструкции, высокой теплопроводности и однородности температуры, а также низкой стоимости TT используются в различных областях промышленности.

Классическая ТТ постоянной проводимости состоит из корпуса, рабочей жидкости и капиллярной структуры, расположенной на внутренней поверхности корпуса.

Капиллярная структура в ТТ (как наиболее важный компонент) не только обеспечивает эффективную

передачу конденсированной фазы рабочего тела обратно в зону испарения, но и увеличивает площадь поверхности теплопередачи для процессов испарения и конденсации. Исполнение капиллярной структуры может быть самым разнообразным – от спечённого порошка, микроканавок и сетчатых слоёв до сложных композитных конструкций (*Reay D.A. et al.*, 2014).

Работы по повышению теплопередачи алюминиевых ТТ со спечённой капиллярной структурой привели к необходимости поиска новых подходов к созданию капиллярной структуры с высокими тепловыми характеристиками (*Chang C. et al.*, 2021).

Одним из таких подходов стало применение технологии селективного лазерного сплавления (СЛС). Возможности СЛС позволяют изготавливать изделия сложной конструкции, недоступные для других технологий. Применение СЛС позволило разработать и изготовить новую алюминиевую плоскую тепловую трубу с микроканавками. В качестве сырья использовался алюминиевый порошок сплава AlSi10Mg АСП-40, который выборочно расплавлялся, придавая форму ТТ. Спеченный алюминиевый порошок увеличил шероховатость внутренней поверхности ТТ и её смачиваемость рабочей жидкостью, а микроканавки дополнительно усилили капиллярный эффект, создаваемый капиллярной структурой. На внутренних стенках трубы были спроектированы и изготовлены острые V-образные канавки на верхней и нижней стенках. Ширина и высота этих канавок 0,8 мм и 1 мм соответственно (Chang C. et al., 2021).

Работоспособность и эффективность напечатанной на 3D-принтере плоской TT была подтверждена как





б

а – традиционные структуры; б – напечатанные артериальная и аксиальная структуры.
рисунок 1. Капиллярные структуры ТТ постоянной проводимости

в вертикальном, так и в горизонтальном режимах работы. Этот и многие другие эксперименты по использованию технологии СЛС при изготовлении ТТ показал, что данная технология имеет перспективы в области создания тепловых агрегатов.

Сегодня методом СЛС изготовлены перспективные образцы ТТ из спеченного алюминия с различными капиллярными структурами. Разработчиками ТТ были предложены различные конструкции для печати: капиллярная осевая структура (пористые канавки), переменная структура (различная толщина и пористость в зонах испарения и конденсации) и артериальная капиллярная структура (небольшие каналы, изготовленные в виде кольцевого пористого фитиля для облегчения возврата рабочей жидкости из зоны конденсации). Применение нового метода позволило создавать сложные неоднородные капиллярные структуры с различной толщиной, пористостью, проницаемостью и размерами пор по длине трубы в дополнение к сплошным (непористым) стенкам (Advanced 3D printed heat pipes for space applications). При этом вся ТТ, включая торцевую крышку, стенку, капиллярную структуру и заправочный фланец, может быть изготовлена в одном процессе, что в теории должно существенно упростить её изготовление.

На рисунке 1 показаны капиллярные структуры ТТ, используемые сегодня, и структуры, полученные с помощью аддитивных технологий.

Наибольшее распространение в космической технике получили экструдированные алюминиевые TT с аксиальными канавками и TT с артериальной структурой из стальной сетки. Применение же TT со спеченной структурой, описанных выше, для КА остаётся невостребованным в силу ограниченности аксиального капиллярного напора и высокого гидравлического сопротивления. Тем не менее, при изготовлении конструкций аксиальных и артериальных TT аддитивные технологии могут оказаться востребованными.

Работоспособность и эффективность напечатанной TT во многом зависит от возможностей конкретного аддитивного оборудования и свойств применяемого материала (порошка). В частности в НПОЛ установка селективного лазерного сплавления SLM 280HL с величиной пятна лазера 100 мкм позволила создать из порошка сплава AlSi10Mg ACП-40 макет структуры аксиальной тепловой трубы (ATT) с высокой степенью соответствия структуре изготовленной традиционным методом – горячей экструзии. Полученный образец позволяет говорить о работоспособности такой структуры после решения задачи очистки внутренней полости TT.

Тем не менее, всегда возникают вопросы востребованности внедрения новой технологии. Традиционная технология производства АТТ и АрТТ позволяет изготавливать TT в существенно большем количестве, чем при 3D-печати. При этом основной положительный эффект за счёт печати TT с заглушкой и заправочным фланцем за одну операцию (что сокращает количество сварных швов до единственного замыкающего) не даёт значительной выгоды, т.к. сварка этих элементов с традиционным экструдированным корпусом ATT не является проблемной операцией. Также существует риск того, что напечатанная TT не будет иметь достаточную герметичность в условиях космического пространства.

Таким образом, можно заключить, что в настоящий момент преимущества использования аддитивных технологий при изготовлении ТТ постоянной проводимости не столь очевидны.

Более важно и перспективно внедрение аддитивных технологий в производство элементов испарителя КнТТ. Из всех элементов КнТТ испаритель – наиболее сложный и трудоёмкий узел. При его изготовлении и сборке возникают проблемные моменты, избежать которых можно, изменив конструкцию самого испарителя за счёт применения аддитивных технологий.

2. Аддитивные технологии в КнТТ

Контурные тепловые трубы (Maydanik Yu.F., 2005) часто применяются в энергоёмких крупноразмерных аппаратах, но слишком дороги для применения в малоразмерных КА. Наибольшие затраты связаны с изготовлением узла испарителя, который вместе с компенсационной полостью (КП) является ключевым элементом КнТТ. Подкомпонентами узла являются: цилиндрическая оболочка, основная капиллярная структура (КПС), представляющая собой спечённую пористую втулку, вторичная капиллярная структура (ВКС), конденсатопровод, нож. КП приварена к испарителю через нож, который разделяет пористую втулку и компенсационную полость и предотвращает обратный поток теплоносителя из зоны испарения в КП. Необходимость применения ножа, а также изготовление, обработка и сборка пористой втулки с оболочкой относятся к наиболее трудоёмким и ответственным операциям, влияющим как на качество испарителя, так и на работоспособность КнТТ в целом (Панин Ю.В. и др., 2021).

Основная пористая втулка изготавливается спеканием порошка никеля отдельно от корпуса испарителя. Процесс изготовления включает прессование порошка никеля в оправку для спекания и обжига при высоких температурах. Затем втулка увеличенного размера механически обрабатывается для создания паровых канавок и уменьшения внешнего диаметра до необходимого размера, далее происходит процесс запрессовки втулки в корпус. Конструкция

ОБЗОР ПРИМЕНЕНИЯ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ТЕПЛОВЫХ АГРЕГАТАХ С ФАЗОПЕРЕХОДНЫМИ ПРОЦЕССАМИ И ПУТИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ИХ КОНСТРУКЦИИ НА ОСНОВЕ ЭТИХ ТЕХНОЛОГИЙ



рисунок 2. Структура испарителя, полученная методом DMLS

втулки и посадка с натягом теоретически обеспечивают плотный контакт между всеми окружными канавками втулки и корпуса. На практике после установки втулки фактическая площадь контакта с трудом поддается измерению. Предполагается, что физическая запрессовка втулки срезает и «размазывает» канавки на поверхности, тем самым уменьшая площадь контакта и, следовательно, снижая тепловые характеристики испарителя (*Bradley Richard et al.*, 2019).

После запрессовки основной втулки в корпус необходимо произвести врезание ножа. Нож острой кромкой равномерно вдавливается в спечённую пористую втулку, создавая уплотнение между внутренней и внешней областями этого элемента. Операция врезания ножа не всегда проходит удачно, и тогда предпринимается попытка повторного врезания, при этом возникает вероятность повреждения пористой втулки и невозможности её дальнейшей эксплуатации. Также существует вероятность, что повторно установленный нож пройдет проверочные испытания после сборки, но потом выйдет из строя после многочисленных термических циклов или вибрационных испытаний.

Несмотря на большой опыт в изготовлении испарителей КнТТ, вопрос усовершенствования технологии изготовления этого узла КнТТ, а также улучшения параметров самой пористой втулки за счёт применения новых конструкций и технологий остаётся актуальным.

Одним из перспективных способов сокращения стоимости испарителя КнТТ является использование аддитивных технологий – прямого лазерного спекания металлов (DMLS). Технология DMLS обеспечивает получение металлической конструкции в процессе послойного спекания, при котором металлический порошок избирательно спекается. Металлические детали самой сложной геометрии строятся слой за слоем, при этом появляется уникальная возможность формировать полости и поднутрения, трудновыполнимые или невозможные для изготовления традиционными методами обработки.

Технологии аддитивного производства значительно упрощают процесс изготовления испарителя КнТТ, тем самым снижаются риски и затраты, связанные с традиционными технологиями производства. В частности, 3D-печать позволяет изготавливать элементы испарителя единой деталью за один цикл, включая структуру пористой втулки и корпус. А паропровод и компенсационная полость могут быть приварены непосредственно к испарителю, т.к. в процессе печати испарителя возможно сформировать герметичное уплотнение, предотвращающее обратный поток пара в компенсационную полость, что исключает применение такого элемента, как нож (*Bradley Richard et al.*, 2019; *Szymanski P. et al.*, 2021).

Основная втулка КнТТ должна иметь открытую пористость, чтобы создать достаточное капиллярное давление для преодоления полного падения давления КнТТ. Параметры печати подбираются таким образом, чтобы не происходило полного плавления порошка, но размеры пор были бы минимальны.

Первые образцы пористой втулки имели радиус пор 44 мкм. КнТТ с такой втулкой передавала тепловой поток до 45 Вт. Оптимизация параметров печати позволила минимизировать размер пор до 6 мкм.

Как сообщают авторы статьи (Bradley Richard et al., 2019), применение технологии DMLS с изменяемыми параметрами интенсивности лазера во время печати позволило создать конструкцию узла испарителя с бипористой структурой с внутренней пористой областью без полного плавления, окруженную полностью плотной внешней стенкой, что отражено на рисунке 2. Пористая центральная область выполняет здесь функции пористой втулки, а в дополнение к ней и внешней оболочке в трёхмерную модель включены несколько паровых канавок, что позволяет изготовить полную конструкцию испарителя за один процесс.



рисунок 3. 3D-печатный испаритель

По оценкам (*Rohit Gupta et al.*), 3D-печатные испарители, не требующие отдельного изготовления втулки, её запрессовки и врезания ножа, обеспечивают экономию производственных затрат более чем на порядок. На рисунке 3 образец испарителя показан из нержавеющей стали 316L, который снижает утечки тепла в КП по сравнению с традиционной никелевой втулкой (рисунок 4), обладающей более высокой теплопроводностью. Как показано (*Rohit Gupta et al.*), передняя часть испарителя выполнена с плотной передней стенкой, предотвращающей любую потенциальную утечку пара обратно в испаритель при сильных неблагоприятных градиентах давления, что качественно отличается от конструкции КПС, изготовленной методом порошковой металлургии.

Работоспособность напечатанного испарителя была подтверждена рядом тепловых и вибрационных испытаний в составе КнТТ при различных режимах нагружений, неблагоприятной ориентации испарителя в поле сил тяжести (*Bradley Richard et al.*, 2019).

Анализ рассмотренных материалов показывает, что применение аддитивных технологий позволяет разрабатывать конструкцию испарителя с более сложной геометрией, чем в классическом исполнении, и более высоким отношением площади поверхности



рисунок 4. Традиционная основная пористая втулка из никеля

испарения к объёму, что даёт возможность максимизировать взаимодействие между источником тепла и радиатором или увеличить площадь поверхности для процессов испарения/конденсации. Также печать испарителя позволяет значительно снизить общую стоимость всей КнТТ за счёт исключения дорогостоящих трудоёмких процессов, связанных с несколькими этапами механической обработки.

В АО «НПО Лавочкина» проводятся работы по изготовлению с помощью аддитивной технологии одного из элементов испарителя – вторичной капиллярной структуры (ВКС). Вторичная капиллярная структура предназначена для подачи теплоносителя из компенсационной полости (КП) к основной втулке испарителя, при работе против силы тяжести и в условиях невесомости. Конструкция ВКС должна обеспечивать надёжную гидравлическую связь между внутренней поверхностью основной пористой втулки испарителя и жидкостью в КП при её неблагоприятном расположении при различных ориентациях испарителя в условиях гравитации. Производительность ВКС должна быть достаточной, чтобы превышать максимальные изменения мгновенного расхода теплоносителя на входе в испаритель, именно от эффективности подвода теплоносителя из КП зависит стабильность работы КнТТ и, в частности, стабильность её запуска (Гончаров К. и др., 1992).

Конструкция ВКС успешно реализована на базе артериальной капиллярной структуры, изготовленной из многослойной мелкоячеистой сетки. В ВКС предусмотрены специальные «лепестки», которые частично охватывают объём КП, тем самым обеспечивая подпитку артериальной части ВКС теплоносителем, скопившимся на стенках КП. В отличие от артериальной части ВКС, «лепестки» изготавливаются из одного слоя сетки и более эффективны в невесомости, нежели в условиях земной гравитации. В свою очередь, применение аддитивных технологий может позволить задать элементу ВКС, расположенному непосредственно в КП, практически любую форму и тем самым существенно повысить эффективность подвода теплоносителя при условии достаточного капиллярного напора напечатанных ячеек.

Для решения этой задачи в НПОЛ отрабатывается оптимальная форма ячейки модели ВКС, а также возможность минимизации её размеров при сохранении открытой пористости конструкции после изготовления. Рассмотрены различные конфигурации полноразмерной ВКС, а также ее изготовление совместно с конденсатопроводом, выполненным сплошной структурой. На рисунке 5 показаны модели и напечатанные с применением технологии СЛС образцы ВКС с различной формой ячейки. Проведены испытания на определение пористости и капиллярных характеристик. Сравнение характеристик

ОБЗОР ПРИМЕНЕНИЯ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ТЕПЛОВЫХ АГРЕГАТАХ С ФАЗОПЕРЕХОДНЫМИ ПРОЦЕССАМИ И ПУТИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ИХ КОНСТРУКЦИИ НА ОСНОВЕ ЭТИХ ТЕХНОЛОГИЙ



а – квадратные отверстия размером 0,5 мм, пористость 19%, капиллярный напор 0,018 кгс/см²;

6 – круглые отверстия диаметром 0,5 мм, пористость 43%, капиллярный напор 0,015 кгс/см²;

В – ромбовидные отверстия, диагональ ромба 0,5 мм, пористость: 33%, капиллярный напор: 0,020 кгс/см².

рисунок 5. Примеры напечатанных образцов ВКС

производилось с образцами традиционной ВКС из сетки – проволочной ткани. По результатам испытаний наиболее перспективной оказалась ячейка формы ромб (рисунок 5в).

Отработка технологии СЛС для изготовления ВКС продолжаются. Дальнейшие исследования направлены на оптимизацию вторичной капиллярной структуры непосредственно в КП.

В перспективе эти исследования могут открыть возможность использования 3D-печати для совместного



рисунок 6. Образец испарителя с основной втулкой и ВКС



рисунок 7. Традиционный ТА и модель цельного ТА в разрезе

изготовления основной втулки и ВКС. Опыт такого применения на небольшом тестовом образце показан на рисунке 6 (*Bradley Richard et al.*, 2019).

Разработчики предполагали, что граница между втулкой и ВКС может иметь очень низкую проницаемость или щели. Форма была выбрана таким образом, чтобы можно было проверить поток от одного участка образца к другому. Мелкопористая (основная) втулка была напечатана технологией DMLS с размером пор примерно 6 мкм, а крупнопористая втулка (ВКС) – 30 мкм. Мелкопористая структура, крупнопористая структура и полностью плотная стенка напечатаны одним элементом за один процесс.

Представленные работы доказывают возможность применения аддитивных технологий в КнТТ в части изготовления сложных пористых структур с переменной толщиной, пористостью, проницаемостью и размером пор в различных областях испарителя в дополнение к сплошным (непористым) стенкам, при этом конструкция может быть оптимизирована и изготовлена в рамках одного процесса.

3. Аддитивные технологии в тепловых аккумуляторах

Тепловые аккумуляторы (ТА) – теплоаккумулирующие устройства, заполненные фазопереходным материалом со скрытой теплотой фазовых переходов, обладающие надёжной многократной обратимостью этих процессов. Использование ТА для обеспечения теплового режима аппаратуры и оборудования с большой рассеиваемой мощностью позволяет

уменьшить массу и объём конструкции блоков приборов, что особенно важно и актуально для ракетнокосмической техники (*Алексеев В.А.*, 2016).

ТА представляют собой ёмкость, заполненную фазопереходным материалом (ФПМ). Снаружи ёмкость, являющаяся корпусом устройства, может иметь гладкую или оребрённую поверхность, а внутри размещена теплопередающая структура. Под внутренними теплопередающими структурами понимают соты, рёбра, гофры и другие конструктивные элементы, размещаемые в ФПМ.

На рисунке 7 показаны внутренняя структура ТА, выполненная традиционными технологиями, а также разрез прототипа модели ТА для изготовления одним процессом селективного сплавления.

Одной из особенностей конструкции ТА является обеспечение равномерного расплава ФПМ за счёт оптимальной конструкции внутренней теплопроводной структуры. Получение наиболее оптимальной структуры часто ограничивалось возможностью применяемых технологий. Аддитивные технологии позволяют использовать более эффективные формы внутренней поверхности и теплопроводной структуры ТА, чего сложно добиться механической обработ-кой закрытых полостей.

Применение СЛС позволит улучшить функциональные характеристики устройства за счёт возможности исполнения различных видов и конфигураций внутренней теплопередающей структуры. Выполнение внутренней структуры единой деталью с корпусом ТА существенно повысит тепловой контакт поверхностей за счёт исключения дополнительных переходных элементов и соединений, что способствует обеспечению равномерного температурного поля поверхности ТА, а значит и равномерной температуры приборов или блоков, расположенных на ТА.

заключение

Внедрение аддитивных технологий для изготовления тепловых агрегатов на базе фазовых переходов позволяет расширить функциональные возможности этих агрегатов, а также изготавливать более сложные конфигурации отдельных элементов, в том числе единой деталью, что особенно заметно на примере КнТТ. Это позволяет уменьшить количество сборочных единиц, снизить применение ручного труда и повысить стабильность качества и работы агрегатов, а также расширить вариативность их конструктивного исполнения, ограниченного сегодня традиционными технологиями изготовления.

Несмотря на оптимистичные результаты применения аддитивной технологии в области тепловых труб, использование этих технологий не всегда обеспечивает достижение нужного эффекта в части повышения функциональных свойств разрабатываемых агрегатов. На примере труб постоянной проводимости было показано, что получаемая выгода не так велика, а отработанные традиционные технологии вполне удовлетворяют существующим требованиям.

список литературы

Алексеев В.А. Основы проектирования тепловых аккумуляторов космических аппаратов: монография. Курск: Науком, 2016. 248с.

Гончаров К., Загар О., Майданик Ю. Разработка и исследования двухфазных контуров с большим капиллярным напором для космических аппаратов // Национальный семинар «Системы терморегулирования космических аппаратов с двухфазными теплоносителями». Крым, Рыбачье, 1992.

Панин Ю.В., Антонов В.А., Балыкин М.А., Бондаренко В.А. и др. К вопросу проектирования и эксплуатации ТТ в составе СТР посадочных модулей межпланетных станций для исследования тел Солнечной системы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 4. С. 31-39.

Advanced 3D printed heat pipes for space applications. [Электронный ресурс]. Систем. требования: Adobe Acrobat Reader. URL: http://www.hexag.org/news/30/ MASOUD AMELI.pdf (дата обращения: 03.04.2023).

Bradley Richard, Bill Anderson, Chien-Hua Chen, Joel Crawmer et al. Development of a 3D Printed Loop Heat Pipe. Proceedings of the 49th International Conference on Environmental Systems; 7-11 July 2019, Boston, Massachusetts.

Chang C., Han Z., He X. et al. 3D printed aluminum flat heat pipes with micro grooves for efficient thermal management of high power LEDs // Sci Rep. 2021. 11. 8255. https://doi.org/10.1038/s41598-021-87798-4.

Maydanik Yu.F. Review: Loop Heat Pipes // Appl. Therm F.ng. 2005. Vol. 25. P. 635-657.

Reay D.A., Kew P.A., McGlen R.J. Heat Pipes. Theory, Design and Applications. UK.: Elsevier, 2014. P.121-122.

Rohit Gupta, Chien-Hua Chen, William G. Anderson. Progress on 3D Printed Loop Heat Pipes. Advanced Cooling Technologies, Inc., Lancaster, PA, 17601. [Электронный pecypc]. URL: https://www.1-act.com/ resources/tech-papers/progress-on-3d-printed-loopheat-pipes/ (дата обращения: 14.04.2023).

Szymanski P., Law R., McGlen R.J., Reay D.A. Recent Advances in Loop Heat Pipes with Flat Evaporator // Entropy. 2021. 23. 1374. https://doi.org/10.3390/ e23111374.

Статья поступила в редакцию 29.05.2023 Статья после доработки 29.05.2023 Статья принята к публикации 29.05.2023

К ВОПРОСУ ЛАЗЕРНОГО ИЗГОТОВЛЕНИЯ НАГРЕВАТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ФОЛЬГОВЫХ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

ON THE ISSUE OF LASER MANUFACTURING OF FOIL ELECTRIC HEATERS FOR THE SPACECRAFTS



П.А. Вятлев¹, кандидат технических наук, vyatlevpa@laspace.ru; **P.A. Vyatlev**



А.Г. Шеманов¹, acnupaнm, shemanovag@laspace.ru; **A.G. Shemanov**

В статье рассмотрены основные технологические операции изготовления нагревателей электрических фольговых (НЭФ) системы обеспечения теплового режима космических аппаратов фотолитографическим методом, применяемым в АО «НПО Лавочкина». Приведены результаты изготовления НЭФ перспективной технологией с использованием лазерного излучения. Выявлены преимущества метода обработки тонкоплёночного металлического слоя лазерным излучением по сравнению с фотолитографическим методом. Проведён анализ технологических факторов фотолитографической технологии, негативно влияющих на экономические, экологичные и качественные показатели, а также на безопасность производственного персонала.

Ключевые слова: космический аппарат; система обеспечения теплового режима; фольговый электронагреватель; фотолитография; лазерный метод.

DOI: 10.26162/LS.2023.61.3.011

This article considers the basic technological operations of the manufacturing of foil electric heaters of spacecraft thermal control subsystem by photolithographic method, which is used in Lavochkin Association JSC. The results of the manufacturing of foil electric heaters by a promising technology with the use of laser emission are presented. The advantages of the method of thin-film metal layer processing by laser emission comparing to the photolithographic method have been revealed. The analysis of technological factors of photolithographic technology, negatively affecting economic, environmental and quality indicators, as well as the safety of manufacturing personnel, is carried out.

Key words: spacecraft; thermal control subsystem; foil electric heater; photolithography; laser method.

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

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

введение

Система обеспечения теплового режима (СОТР) наряду с другими служебными системами космического аппарата (КА) является одной из важнейших систем обеспечения жизненного цикла КА (Финченко В.С. и др., 2018; Ширшаков А.Е. и др., 2022). К числу активных компонентов СОТР относятся нагреватели электрические фольговые, которые наклеиваются на поверхности приборов или элементов конструкции КА (Бугрова А.Д., Котляров Е.Ю., Финченко В.С., 2021). НЭФ представляет собой резистивный элемент (РЭ) из константановой фольги определённой конфигурации, наклеенный на подложку из арамидной ткани, пропитанной лаком ЭП-730 (рисунок 1).



рисунок 1. Нагреватель электрический фольговый

Для производства нагревателей электрических фольговых системы обеспечения теплового режима космических аппаратов в АО «НПО Лавочкина» используется фотолитографическая технология, включающая в себя ряд операций по созданию фотошаблона и травления металлической фольги для формирования токопроводящего рисунка резистивного элемента.

Учитывая то, что фотолитография является химически вредным методом производства, а также значительное количество брака при использовании данной технологии, специалисты АО «НПО Лавочкина» предложили использовать при изготовлении резистивного элемента нагревателя лазерное излучение (*Вятлев П.А. и др.*, 2020).

Были проведены эксперименты по изготовлению РЭ НЭФ с использованием лазера, результаты которых показали высокое качество изделий, изготовленных данным методом (*Вятлев П.А. и др.*, 2022). Лазерный метод заключается в удалении поверхностного металлического слоя заготовки (константановая фольга) без повреждения подложки путём воздействия на металл лазерными нано- (микро-) импульсами, сфокусированными в пятно микронных размеров для создания определённой топологии резистивного элемента.

1. Преимущества лазерного метода изготовления нагревателей электрических фольговых длякосмических аппаратов

Сравнительный анализ фотолитографической и лазерной технологий, проведённый авторами, показал ряд преимуществ лазерного метода в сравнении с методом фотолитографии, а именно:

- снижение трудоёмкости;
- повышение производительности;
- исключение вредных химических технологических операций, как следствие, улучшение условий труда и повышение экологичности производства;
- повышение точности и качества изделий;
- повышение надёжности;
- сокращение производственных площадей.

Далее в статье более подробно рассмотрены вышеуказанные преимущества.

1.1. Снижение трудоёмкости, повышение производительности и экологичности, улучшение условий труда

Процесс производства НЭФ для изделий КА методом фотолитографии включает в себя следующие основные технологические операции:

1. Формирование заготовки.

2. Расчёт топологии резистивного элемента по исходным данным.

3. Вычерчивание фотошаблона на фотоплоттере.

4. Проявление и закрепление изображения фотошаблона.

5. Ламинирование заготовки с плёночным фоторезистом.

6. Экспонирование.

7. Удаление не засвеченных частей фоторезиста (проявление).

8. Контроль качества проявления фоторезиста.

- 9. Термодубление.
- 10. Травление.

11. Снятие фоторезистивной маски.

12. Промывка изделия между технологическими операциями.

13. Контроль электрического сопротивления резистивного элемента.

14. Пайка кабеля к контактным площадкам.

- 15. Нанесение верхнего защитного слоя.
- 16. Контроль теплового поля НЭФ.

К ВОПРОСУ ЛАЗЕРНОГО ИЗГОТОВЛЕНИЯ НАГРЕВАТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ФОЛЬГОВЫХ Для космических аппаратов

Переход от фотолитографии к использованию лазерного излучения при производстве НЭФ ведёт к сокращению количества технологических операций с 3 по 12 пункты включительно (вместо них вводится одна технологическая операция лазерной обработки заготовки) и, как следствие, к снижению трудоёмкости и сроков изготовления изделий. Нельзя так же не отметить, что в перечне сокращаемых операций присутствуют несколько химически вредных технологических операций, исключение которых из производственного процесса позволяет улучшить условия труда и снизить объём выбросов в окружающую среду.

1.2. Повышение качества изделий

Итоговое качество НЭФ определяет степень отработанности технологического процесса в целом. Любая из технологических операций фотолитографического процесса вносит свои коррективы в качество получаемого изделия. Так, при травлении константановой фольги в растворе хлорного железа требуемая конфигурация токопроводящих дорожек может изменяться из-за бокового подтравливания проводника, что приводит к снижению качества и надёжности изделия. Данный эффект проявляется в случае плохой адгезии и отслоения плёночного фоторезиста от поверхности константановой фольги, он влечёт за собой попадание раствора хлорного железа между этими слоями при операции травления и как следствие происходит излишнее удаление областей токопроводящих дорожек РЭ (рисунок 2а).

Так же при операции ламинирования попадание микрочастиц с линейным размером, по высоте превышающим толщину плёночного фоторезиста,



рисунок 2. Дефекты фотолитографии: боковое подтравливание токопроводящих дорожек РЭ при проведении операции травления (**a**); образование кратера в токопроводящей дорожке РЭ (**б**); изменение расстояния между токопроводящими дорожками РЭ (**B**)



рисунок 3. Фрагменты РЭ НЭФ, изготовленные с использованием лазерного излучения

на поверхность константановой фольги приводит к распределению последнего вокруг микрочастицы при прохождении между разогретых валов ламинатора. В результате последующей операции экспонирования эта не покрытая фоторезистом микрообласть остаётся не подверженной воздействию ультрафиолетового света, а сама микрочастица

удаляется с поверхности константановой фольги при операции проявления в результате размягчения фоторезистивного слоя под напором струй раствора углекислого натрия. Попадание этой микрообласти на токопроводящую дорожку РЭ влечёт за собой образование кратера в проводнике при последующей операции травления (рисунок 2б).

Из-за зазора между фотошаблоном и фоторезистом при проведении операции экспонирования возникает дифракция Френеля, максимально заметная при малых размерах изображения. Как результат при использовании негативного фоторезиста происходит изменение расстояния между токопроводящими дорожками РЭ, что может привести к их замыканию (рисунок 2в).

Переход от фотолитографии к перспективной технологии с использованием лазерного излучения позволяет избежать этих и других недостатков фотолитографического процесса.

В качестве преимуществ использования лазера необходимо отметить возможность фокусировки лазерного луча на поверхности изделия в пятно микронных размеров, и высокие (микронные) точности юстировки лазерного луча, а также перемещения рабочего стола, что значительно повышает точность и качество изготовления РЭ НЭФ (рисунок 3).

Вышеуказанные факторы в совокупности существенно повышают качество изделий, изготавливаемых с использованием лазерного метода.

1.3. Повышение надёжности изделий

Основным преимуществом бесконтактного лазерного метода изготовления резистивного элемента электронагревателя является отсутствие механического воздействия на обрабатываемый материал и остатков химических веществ на поверхности РЭ.

Тогда как, при использовании фотолитографической технологии при промывке заготовки после операции травления остатки хлорного железа на поверхности РЭ легко гидролизуются с образованием труднорастворимых основных солей железа (*Ильин В.А.*, 1984):

 $FeCl_3+H_2O \rightarrow Fe(OH)Cl_2+HCl.$

В дальнейшем в процессе эксплуатации НЭФ остатки химических веществ могут вступить в химические реакции с металлом резистивного элемента, что особенно критично в местах подпайки электрического кабеля. Возникновение реакции может привести к деградации РЭ и выходу из строя нагревательного элемента, что негативно отражается на надёжности изделия в целом.

1.4. Сокращение производственных площадей

Исключение ряда технологических операций, указанных выше, приводит к значительному сокращению технологического оборудования при переходе от фотолитографии к технологии изготовления НЭФ с использованием лазерного излучения, позволяет разместить производственное оборудование на существенно меньших площадях и, таким образом, снизить расходы на обслуживание оборудования (рисунок 4).





2. Физические процессы при лазерной обработке металлической фольги

Лазерная обработка широко и эффективно используется в промышленности для формирования топологии металлических проводников. Для обработки металлов может использоваться непрерывное или импульсное излучение лазеров различных длин волн и мощностей. Эксперименты по изготовлению резистивного элемента из константановой фольги, описанные выше в данной статье, проводились с использованием импульсных лазеров, поэтому далее будем рассматривать физические процессы, происходящие при взаимодействии импульсного лазерного излучения с металлом.

Предлагаемый лазерный метод заключается в удалении поверхностного металлического слоя заготовки (константановая фольга) без повреждения подложки путём воздействия на металл лазерными нано- (микро-) секундными импульсами, сфокусированными в пятно микронных размеров для создания определённой топологии резистивного элемента.

При изготовлении резистивного элемента НЭФ удаление с подложки (в заранее определённых зонах) металлического слоя фольги под воздействием лазерного излучения происходит, в зависимости от характеристик лазерного излучения и свойств обрабатываемого металла, за счёт различных комбинаций следующих физических процессов: поглощение излучения металлом, нагревание, распространение тепла в глубь металла путём теплопроводности, плавление, испарение, сублимация, ионизация испаряемого вещества и образование плазмы, лазерная абляция.

Лазерное излучение является электромагнитным излучением оптического или светового диапазона (видимый, ультрафиолетовый и инфракрасный диапазоны), обладающее такими свойствами как когерентность, монохроматичность, поляризованность и направленность потока излучения в очень узком спектральном диапазоне. Эти свойства лазерного излучения позволяют создавать локальное, строго определённое воздействие на обрабатываемый металл.

Плотность мощности потока лазерного излучения (плотность светового потока) является основной величиной, определяющей степень энергетического воздействия лазерного излучения на материал. При обработке тонких металлических материалов необходимо точно подбирать и постоянно контролировать мощность, длительность, скважность импульсов, а также диаметр сфокусированного лазерного пучка в зоне воздействия излучения. Тщательный подбор вышеуказанных параметров позволит эффективно испарять металлические слои, оказывая при этом минимальное воздействие на подложку.

Понимание механизма воздействия импульсов лазерного излучения на тонкую металлическую фольгу является основой для разработки лазерной системы и технологических режимов работы лазера для изготовления резистивных элементов НЭФ.

2.1. Поглощение и преобразование лазерного излучения в металлической фольге

При взаимодействии с поверхностью металла световой лазерный луч в основном отражается от неё и лишь частично проникает вглубь и поглощается. Отражательная способность металла зависит от длины волны падающего поляризованного лазерного излучения, угла падения, ориентации вектора поляризации относительно поверхности металла, оптических свойств и качества обработки поверхности металла.

Лазерное излучение проникает в металл на глубину, не превышающую 10^{-2} мкм, в зависимости от свойств материала и длины излучения лазера. Глубина проникновения излучения δ (в некоторых источниках называется скин-слоем) зависит от коэффициента поглощения материала α зависящего от длины волны лазерного излучения. В среднем металлы отражают более 97% падающего света и, соответственно, лишь менее 3% световых электромагнитных волн преобразуется в тепло. Таким образом коэффициент отражения *R* металлов, как правило, близок к 1, а поглощательная способность *А* мала.

В скин-слое происходит поглощение квантов падающего света свободными электронами проводимости металла, концентрация которых составляет $10^{22}-10^{23}$ см⁻³, и рассеивание энергии на тепловых колебаниях кристаллической решётке металла, которое происходит за время релаксации $\tau_{pen} \approx 10^{-11} \div 10^{-10}$ с (*Либенсон М.Н.*, 2008). Свободные электроны в процессе рассеяния колеблются и излучают вторичные волны, которые формируют отражённую волну.

Поглощение излучения в металле по глубине, подчиняется закону Бугера:

 $q(x) = q_0 A \exp(-\alpha x),$

где q_0 – плотность светового потока на поверхности металла; q(x) – плотность светового потока на расстоянии x от поверхности; $\alpha=1/\delta$ – коэффициент поглощения света в материале; A – поглощательная способность материала.

Часть электронов, получивших избыточную энергию поглощённых квантов света, сталкиваются с другими электронами приграничных слоёв и диффундируют в соседние слои материала за время релаксации. В результате первичное преобразование энергии света в тепловую происходит не в скин-слое, а в слое l_a , глубина которого больше и определяется по формуле:

$$l_a = \sqrt{\frac{D_e}{v_{ee}}} 10^{-7},$$

где D_e – коэффициент диффузии электронов; v_{ee} – частота столкновений электрон – электрон.

Материал этого слоя нагревается, а затем тепло за счёт теплопроводности передаётся в граничащие с ним слои вглубь металла (*Либенсон М.Н.*, 2008).

С повышением температуры в твёрдом теле активизируются фазовые превращения и химические реакции, что приводит к изменению оптических свойств исходного материала, наиболее существенному для химически чистых металлов с высоким начальным значением отражательной способности.

При воздействии на материал мощным импульсным лазерным излучением скорости нагрева и охлаждения чрезвычайно высоки и составляют до 10^{110} С/с и до 10^{80} С/с соответственно, что может вызывать: увеличение температур фазовых переходов изза инерционности процесса реструктуризации решётки при быстром нагреве и высоких термических напряжениях; сохранение высокотемпературных структур, медленный нагрев которых обязательно вызывает их распад (*Вейко В.П.*, 1986).

Процесс лазерного нагревания характеризуется тем, что одновременно с действием излучения в скин-слое образуется временный, в случае импульсного нагрева, тепловой источник.

В этом случае предположив, что временная структура источника тепла повторяет структуру импульса излучения, процесс нагрева материала возможно выразить в виде краевых задач теплопроводности для моментов времени $t > \tau_{\rm pen}$.

Также при этом можно считать, что источники тепла распределяются по глубине фольги равномерно, а в её плоскости – согласно поперечному распределению плотности светового потока в пучке.

2.2. Теплофизические процессы при нагревании металлической фольги

Для определения оптимальных значений параметров лазерного излучения для обработки металлической фольги резистивного элемента НЭФ требуется проводить тепловые расчёты нагревания металлической фольги с подложкой с точностью приемлемой для инженерных расчётов.

Приведём ограничения допустимые при проведении данных инженерных тепловых расчётов:

- теплофизические и оптические характеристики фольги и подложки с увеличением/уменьшением температуры не изменяются;
- влияние процесса испарения на нагрев фольги до температуры *T*<*T*_{кип}, при которой парциальное давление пара и внешнее давление равны, исключено;
- температура и тепловые потоки на границе раздела фольги и подложки равны по всей поверхности, т.е. их тепловой контакт идеален;
- мощность тепловыделения в фольге постоянна по толщине, неизменна в течении всей длительности воздействия импульса и равномерно распределена по сечению светового пучка.

Рассмотрим случаи, когда $r_0 \gg \sqrt{a_1 \tau}$, где r_0 – размер светового пятна на поверхности фольги; a_1 – температуропроводность фольги; τ – длительность импульса. При этих условиях система уравнений теплопроводности для фольги и подложки с граничными и начальными условиями выглядит следующим образом:

$$\frac{\partial T_{1,2}}{\partial t} - a_{1,2} \frac{\partial^2 T_{1,2}}{\partial x^2} = \frac{q_{1,2}(x,t)}{\rho_{1,2}C_{1,2}},$$

где плотность поглощённого светового потока в фольге q_1 , равномерно распределённого по её толщине h,

 $q_1 = q_0 A_1 / h$,

а в подложке

 $q_2 = q_0(1 - R_1 - A_1) \exp[-\alpha_2(x - h)].$

Граничными условиями будут $T_2(x)=T_0$ при $x \rightarrow \infty$; ($\partial T_1/\partial x$) (t)=0 при x=0; $k_1(\partial T_1/\partial x)$ (t)= $k_2(\partial T_2/\partial x)$ (t) при $x=hT_1(t)=T_2(t)$; начальные условия $T_1(x)=T_2(x)=T_0$ при t=0.

где α_2 – коэффициент поглощения излучения в материале подложки; A_1 – поглощательная способность материала фольги; C – теплоёмкость материала; a, k – коэффициенты температуропроводности и теплопроводности соответственно; ρ – плотность материала; T_0 – температура окружающей среды.

Для непрозрачной металлической фольги и подложки из любого материала из уравнения теплопроводности можно получить формулы нагревания фольги под воздействием лазерных импульсов различной длительности при начальной температуре *t*₀=0.

Для длительности импульса т<100 мс:

$$T = \frac{q_0 A_1 t}{\rho_1 C_1 h}.$$

Для длительности импульса т>100 мс:

$$T = \frac{2q_0 A_1 \sqrt{a_2 t}}{\sqrt{\pi} k_2}$$

Используя эти формулы, можно определить температуру фольги в любой момент времени в течение импульса воздействия (*Вейко В.П.*, 1986).

заключение

Учитывая вышесказанное, можно сделать вывод о том, что переход от существующей фотолитографической к перспективной лазерной технологии изготовления НЭФ позволит улучшить экономические и качественные показатели производства, а также повысить экологичность и безопасность производственного персонала. Возможность точной локализации лазерного излучения в сочетании с малой зоной термического влияния позволяет вести высокопрецизионную обработку металлической фольги резистивного элемента НЭФ.

Для определения значений параметров лазерного излучения при обработке металлической фольги требуется проводить тепловые расчёты нагревания металлической фольги с точностью приемлемой для инженерных расчётов

список литературы

Бугрова А.Д., Котляров Е.Ю., Финченко В.С. Методика предварительного анализа теплового режима приборной панели посадочного лунного модуля. Часть 2. Оценка температуры посадочных мест и пути модификации СТР // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 3. С. 23-29.

Вейко В.П. Лазерная обработка пленочных элементов. Л.: Машиностроение, 1986. 248 с.

Вятлев П.А., Шеманов А.Г., Горный С.Г., Юдин К.В. и др. Анализ качества меандра фольгового электронагревателя космического назначения, изготовленного с использованием лазерного излучения // Инж. журнал: наука и инновации. 2022. Вып. 9. URL: http:// dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-9-2208 (дата обращения: 27.02.2023).

Вятлев П.А., Шеманов А.Г., Харитонов С.Г., Мииин Ю.Н. К вопросу изготовления фольговых электронагревателей космического аппарата лазерными технологиям // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С. 68-74.

Ильин В.А. Технология изготовления печатных плат. Л.: Машиностроение, Ленингр. отделение, 1984. 77 с.

Либенсон М.Н., Яковлев Е.Б., Шандыбина Г.Д. Взаимодействие лазерного излучения с веществом (силовая оптика): конспект лекций под ред. В.П. Вейко. Ч. І. Поглощение лазерного излучения в твердых телах. НИУ ИТМО, 2008. 143 с.

Финченко В.С., Котляров Е.Ю., Иванков А.А. Системы обеспечения тепловых режимов автоматических межпланетных станций / Науч. изд. под ред. В.В. Ефанова и В.С. Финченко. Химки: Издатель АО «НПО Лавочкина», 2018. 400 с.

Ширшаков А.Е., Ефанов В.В., Моишеев 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.

Статья поступила в редакцию 28.02.2023 Статья после доработки 28.02.2023 Статья принята к публикации 28.02.2023

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» принимаются статьи по космическим технике и технологиям, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели).

2. Рецензентов назначает главный редактор или по его поручению заместитель главного редактора журнала.

3. Статьи из других организаций направляются в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя главного редактора журнала. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, рецензии.

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

5. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи должен быть не менее 12 и не более 17 страниц текста, 8 рисунков и 15 библиографических источников. Все страницы должны быть пронумерованы.

- **6.** Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности: индекс УДК (слева);
 - инициалы и фамилии авторов, учёное звание и учёная степень каждого из авторов, место работы (полное название организации, страна, город), контактная информация (e-mail), заглавие статьи, краткая аннотация (5–7 строк), ключевые слова (5–6 слов) на русском языке и на английском языке;
 - основной текст;
 - список литературы.

7. Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **А4**.

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 А4;
- 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 15.09.2023. формат 60×84/₈. бумага офсетная. печать офсетная. объём 11,0 печ. л. тираж 200 экз. цена свободная дата выхода в свет 28.09.2023

> отпечатано с готового оригинал-макета в ООО «Вертола» 424030, РМЭ, г. Йошкар-Ола, ул. Мира, д. 21.

ВЕСТНИКИНА

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

адрес редакции:

141402, МОСКОВСКАЯ ОБЛАСТЬ город ХИМКИ улица ЛЕНИНГРАДСКАЯ, дом 24

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

vestnik@laspace.ru http://www.vestnik.laspace.ru

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

включён:

• в базу данных российского индекса научного цитирования (РИНЦ);

• в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК по группе научных специальностей 05.07.00 авиационная и ракетно-космическая техника.

основные тематические направления:

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

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



ВЫШЛА В СВЕТ НОВАЯ КНИГА



IRU

В первом томе книги содержится описание нового автоматического космического аппарата и его комплекса научной аппаратуры для контактных исследований Южного полюса естественного спутника Земли. Этот аппарат будет базовой платформой для создания перспективных лунников с широкой научноприкладной программой работы.

Книга написана учёными и инженерами АО «НПО Лавочкина» и ИКИ РАН.

Издатель АО «НПО Лавочкина».