

**Государственная корпорация по космической деятельности «РОСКОСМОС»  
Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»  
им. Д. Ф. Устинова  
АО «Конструкторское бюро «Арсенал» имени М. В. Фрунзе»  
АО «Машиностроительный завод «Арсенал»  
АО «Научно-исследовательский институт командных приборов»  
Российская академия космонавтики им. К. Э. Циолковского (РАКЦ)  
Северо-Западная межрегиональная общественная организация  
Федерации космонавтики России**



**Всероссийский молодежный конкурс  
научно-технических работ**

**«ОРБИТА МОЛОДЕЖИ–2019»**

**16 – 20 сентября 2019 года**

**МАТЕРИАЛЫ**

**Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 60**

---

**Санкт-Петербург  
2019**

УДК 629.78  
В85

**В85** **Всероссийский** молодежный конкурс научно-технических работ «Орбита молодежи»: Материалы. – СПб: БГТУ «Военмех», Инфо-Да, 2019. – 158 с. (Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 60).  
ISBN 978-5-94652-642-5

Публикуются материалы, представленные на финальный тур Всероссийского молодежного конкурса научно-технических работ «Орбита молодежи», проводившегося в 2019 г. Госкорпорацией «Роскосмос» и Балтийским государственным техническим университетом «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова.

Для инженерных и научных специалистов, работающих на предприятиях и организациях российского оборонно-промышленного комплекса, специалистов в области истории науки и техники, студентов старших курсов и аспирантов профильных вузов.

Отзывы направлять по адресу: Россия, 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1. Редакция журнала «Военмех. Вестник БГТУ».

**УДК 629.78**

Ответственный редактор серии  
«Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ»  
*М. Н. Охочинский*

Материалы публикуются в авторской редакции

**ISBN 978-5-94652-642-5**

© БГТУ «Военмех», 2019  
© Авторы, 2019

**СПИСОК ФИНАЛИСТОВ,  
рекомендованных к участию в очном туре  
Всероссийского молодежного конкурса  
научно-технических работ «Орбита молодежи-2019»  
с распределением по секциям финального тура**

**СЕКЦИЯ 1.** Системные и проектно-конструкторские решения для космических аппаратов различного назначения. Целевая и служебная аппаратура КА различного целевого назначения.

**СЕКЦИЯ 2.** Системные и проектно-конструкторские решения средств выведения и ракетных двигателей. Системные и проектно-конструкторские решения наземной космической инфраструктуры.

**СЕКЦИЯ 3.** Динамика полета, проектная баллистика, навигация и системы управления ракетно-космической техникой, а также проблемы космического мусора.

**СЕКЦИЯ 4.** Новые материалы и вещества для применения в ракетно-космической технике (композиты, наноматериалы, компоненты топлива, теплозащитные и теплоизолирующие материалы и покрытия и т.п.).

**СЕКЦИЯ 5.** Развитие ракетно-космической промышленности и производственных технологий.

**СЕКЦИЯ 6.** Бортовая энергетика космических аппаратов (солнечные и аккумуляторные батареи, другие бортовые источники энергии; современные методы передачи энергии в космическом пространстве; обеспечивающие системы и устройства).

№№	Код заявки	Название работы	Автор / представитель авторского коллектива	Секция финала
1.	19.000	Особенности построения бортового передатчика непрерывных фазоманипулированных сигналов системы телеметрии	<b>Балобанов Евгений Сергеевич</b>	СЕКЦИЯ 1
2.	19.166	Результаты наземной отработки гироскопического измерителя вектора угловой скорости с увеличенным диапазоном измерения	<b>Волынцев Андрей Андреевич</b>	СЕКЦИЯ 1
3.	19.111	Получение ZVS коммутации в изолированном инверторно-трансформаторном преобразователе энергии солнечной батареи с активным выпрямителем	<b>Журавлев Иван Михайлович</b>	СЕКЦИЯ 1

4.	19.118	Ярило – проект построения группировки из 2-х наноспутников для исследования Солнца	<b>Игнатьева Анастасия Евгеньевна</b>	СЕКЦИЯ 1
5.	19.234	Создание высокоточного спутникового высотомера	<b>Козий Игорь Анатольевич</b>	СЕКЦИЯ 1
6.	19.178	Малый космический аппарат форм-фактора CubeSat для проведения эксперимента по использованию материалов с памятью формы	<b>Комбаев Тимур Шикурович</b>	СЕКЦИЯ 1
7.	19.170	Особенности проектирования и изготовления устройств исполнительной автоматики для двухфазной системы терморегулирования космического аппарата	<b>Кузнецова Зоя Алексеевна</b>	СЕКЦИЯ 1
8.	19.135	Новый метод калибровки чувствительных элементов бортовой аппаратуры контроля накопленной дозы ИИ КП	<b>Мрозовская Елизавета Владимировна</b>	СЕКЦИЯ 1
9.	19.165	Студенческий стратосферный аппарат «Снежинка»	<b>Польщиков Сергей Николаевич</b>	СЕКЦИЯ 1
10.	19.035	Устройство управления вектором тяги плазменного двигателя коррекции космического аппарата	<b>Поляков Михаил Вадимович</b>	СЕКЦИЯ 1
11.	19.000	Разработка метода расчета и создание вихревого струйного устройства для управления потоком газа	<b>Усс Александр Юрьевич</b>	СЕКЦИЯ 1
12.	19.139	Система деорбитинга наноспутников стандарта CubeSat с низких околоземных орбит	<b>Юдин Андрей Дмитриевич</b>	СЕКЦИЯ 1
13.	19.113	Разработка пьезоэлектрических датчиков вибрации нового поколения на основе интегрированных многофункциональных преобразователей и высокоэффективных пьезокерамических материалов для информационно-измерительных средств ракетно-космической техники	<b>Янчич Владимир Владимирович</b>	СЕКЦИЯ 1
14.	19.143	Совершенствование методики наполнения полостей изделий ракетно-космической техники при проведении пневмовакуумных испытаний	<b>Алиев Андрей Рафаилович</b>	СЕКЦИЯ 2
15.	19.101	Разработка методики проведения трехмерного компьютерного моделирования течения продуктов сгорания в газодинамических трактах высотных стендов для испытания ЖРД	<b>Бондарева Мария Владимировна</b>	СЕКЦИЯ 2

16.	19.110	Разработка многоспектральной системы слежения	<b>Голицын Александр Андреевич</b>	СЕКЦИЯ 2
17.	19.000	Методика оценки характеристик надежности КА с длительным сроком активного существования на этапе летных испытаний	<b>Дарсания Тайма Джумберовна</b>	СЕКЦИЯ 2
18.	19.016	Исследование и разработка устройств дистанционного телеуправления антропоморфными роботами космического исполнения	<b>Жиденко Иван Геннадьевич</b>	СЕКЦИЯ 2
19.	19.187	Пучково-плазменные системы в технологиях жизнеобеспечения космических миссий	<b>Злобин Иван Сергеевич</b>	СЕКЦИЯ 2
20.	19.193	Создание, систематизация, экспериментальная обработка моделирующего комплекса неустойчивости атмосферы, в районе космодромов Байконур и «Восточный»	<b>Золотухина Ольга Ивановна</b>	СЕКЦИЯ 2
21.	19.180	Исследование процессов теплообмена головных обтекателей РН при их движении на атмосферном участке траектории спуска при дополнительном тепловом нагружении	<b>Иордан Юлия Вячеславовна</b>	СЕКЦИЯ 2
22.	19.000	Исследование влияния относительного расхода над утопленной частью сопла на коэффициент расхода	<b>Кириллова Анна Николаевна</b>	СЕКЦИЯ 2
23.	19.227	Расчет внутривальностического процесса в камере газогенератора с боковым расходным отверстием	<b>Косариков Георгий Викторович</b>	СЕКЦИЯ 2
24.	19.034	Исследование влияния одиночного сбоя на работоспособность БИС устройства обмена	<b>Кузнецов Александр Александрович</b>	СЕКЦИЯ 2
25.	19.228	Моделирование рабочего процесса в пиропатроне	<b>Ласкин Владислав Александрович</b>	СЕКЦИЯ 2
26.	19.079	Компенсация нестационарности скорости горения твердого ракетного топлива с помощью динамической коррекции в контуре стабилизации давления двигательной установки	<b>Медведев Александр Павлович</b>	СЕКЦИЯ 2
27.	19.000	Программное обеспечение для системы стабилизации давления в камере сгорания испытательного технологического комплекса	<b>Никитова Александра Владимировна</b>	СЕКЦИЯ 2
28.	19.198	Методика оценки телеметрической информации систем управления ракетно-космической техникой при помощи интеллектуальной системы анализа	<b>Пилипенко Антон Юрьевич</b>	СЕКЦИЯ 2

29.	19.058	Бесконтактный датчик малых токов с цифровым выходом для устройства контроля сопротивления изоляции	<b>Самотик Людмила Аркадьевна</b>	СЕКЦИЯ 2
30.	19.120	Программно конфигурируемая система приема и сбора телеметрической информации	<b>Соколов Вячеслав Владимирович</b>	СЕКЦИЯ 2
31.	19.108	Линейное прогнозирование параметров состояния объекта и установки воспроизводимых параметров в процессе вибрационных испытаний	<b>Солохина Анна Олеговна</b>	СЕКЦИЯ 2
32.	19.132	Эффективная методика спектрального анализа фотометрических сигналов от космических объектов двусторонним методом Прони	<b>Авраменко Денис Владимирович</b>	СЕКЦИЯ 3
33.	19.068	Управление относительным движением внутри группировки спутников-осветителей на солнечно-синхронных орбитах	<b>Богер Андрей Александрович</b>	СЕКЦИЯ 3
34.	19.210	Динамика процесса отделения малых космических аппаратов типа CubeSat от транспортно-пусковых контейнеров, установленных на грузовом корабле	<b>Богомолов Николай Вячеславович</b>	СЕКЦИЯ 3
35.	19.185	Разработка нового бортового алгоритма управления переориентацией космического аппарата на высокоэллиптической орбите	<b>Воробьева Екатерина Андреевна</b>	СЕКЦИЯ 3
36.	19.157	Сопоставление составов клинопироксенов Луны и Земли для подтверждения сходного происхождения двух тел	<b>Голицына Зоя Фридриховна</b>	СЕКЦИЯ 3
37.	19.037	Концепция оптической навигационной связной системы для Луны	<b>Дмитриев Андрей Олегович</b>	СЕКЦИЯ 3
38.	19.069	Управление угловыми маневрами космического аппарата с низкочастотными упругими колебаниями конструкции и структурной неустойчивостью	<b>Жирнов Алексей Владимирович</b>	СЕКЦИЯ 3
39.	19.173	Безэлектродный плазменный ракетный двигатель высокой мощности	<b>Казбанов Алексей Анатольевич</b>	СЕКЦИЯ 3
40.	19.150	О гарантированном оценивании вектора состояния динамической линейной системы в условиях неопределенности	<b>Клепач Дарья Павловна</b>	СЕКЦИЯ 3
41.	19.116	Система ориентации космического микроаппарата на двигателях-маховиках	<b>Корецкий Максим Юрьевич</b>	СЕКЦИЯ 3
42.	19.153	Исследование формирования орбитальной системы в рамках проектирования миссии по изучению Венеры	<b>Корянов Всеволод Владимирович</b>	СЕКЦИЯ 3

43.	19.046	Исследование возможностей аэродинамических форм посадочного аппарата, способного осуществлять маневренный спуск в атмосфере Венеры	<b>Косенкова Анастасия Владимировна</b>	СЕКЦИЯ 3
44.	19.119	О результатах разработки, летных испытаний, эксплуатации и возможности повторного использования малогабаритного гироскопического измерителя вектора угловой скорости на базе волоконно-оптических гироскопов	<b>Краснов Сергей Андреевич</b>	СЕКЦИЯ 3
45.	19.000	Астероидно-кометная опасность	<b>Нарышкина Тамара Михайловна</b>	СЕКЦИЯ 3
46.	19.167	Прецизионный акселерометр с цифровой системой управления для объектов различного назначения	<b>Николаенко Артем Юрьевич</b>	СЕКЦИЯ 3
47.	19.062	Результаты проведения маневров крупногабаритной орбитальной станции по траекториям, оптимизирующим расход топлива	<b>Прутько Алексей Александрович</b>	СЕКЦИЯ 3
48.	19.060	Многоантенный комплекс для решения задачи поиска и обнаружения космического мусора	<b>Рубан Анна Викторовна</b>	СЕКЦИЯ 3
49.	19.066	Заглубляемое сооружение для колонизации Луны	<b>Судариков Михаил Дмитриевич</b>	СЕКЦИЯ
50.	19.050	Бортовой детектор для регистрации и контроля параметров космических микрочастиц	<b>Таипова Дилара Раисовна</b>	СЕКЦИЯ 3
51.	19.125	Конструктивно-технологическая модификация кварцевого маятникового узла акселерометра типа Q-flex	<b>Харламов Максим Сергеевич</b>	СЕКЦИЯ 3
52.	19.095	Двухрежимный способ наблюдения земной поверхности космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли	<b>Цируль Даниил Георгиевич</b>	СЕКЦИЯ 3
53.	19.199	Методические основы подготовки космонавтов к управлению антропоморфной робототехнической системой космического назначения (АРТС КН) в интересах реализации программ освоения ближнего и дальнего космоса	<b>Чеботарев Юрий Сергеевич</b>	СЕКЦИЯ 3
54.	19.094	Разработка и реализация двухвитковой схемы сближения корабля Союз МС с МКС	<b>Чудинов Никита Алексеевич</b>	СЕКЦИЯ 3
55.	19.188	Исследование нового керамического материала. Пиролитический нитрид бора (ПНБ)	<b>Валентюкевич Наталья Николаевна</b>	СЕКЦИЯ 4

56.	19.091	Инновационные технологии получения функциональных материалов ракетно-космического назначения	<b>Долгополов Владимир Геннадьевич</b>	СЕКЦИЯ 4
57.	19.204	Акционерное общество «Государственный ракетный центр имени академика В. П. Макеева»	<b>Дубровина Наталья Николаевна</b>	СЕКЦИЯ 4
58.	19.208	Разработка технологии получения тонкостенных герметичных конструкций из углерод-керамических композиционных материалов	<b>Коломийцев Иван Александрович</b>	СЕКЦИЯ 4
59.	19.048	Исследование возможности улучшения характеристик терморегулирующего покрытия путем введения в его состав дополнительного интерференционного отражателя	<b>Наседкин Борис Александрович</b>	СЕКЦИЯ 4
60.	19.172	Плазмодинамический синтез ультрадисперсного порошка оксида цинка для использования в качестве пигмента терморегулирующих защитных покрытий космических аппаратов	<b>Осокина Лилия Витальевна</b>	СЕКЦИЯ 4
61.	19.002	Технология изготовления композитных сетчатых конструкций с использованием эластичных форм	<b>Руденко Михаил Сергеевич</b>	СЕКЦИЯ 4
62.	19.000	Исследование физико-механических характеристик низкомолекулярных резин на основе полиизопрена и адгезионной прочности в многослойных подвижных соединениях	<b>Салова Валерия Денисовна</b>	СЕКЦИЯ 4
63.	19.070	Перспектива внедрения вибрационной обработки при сварке высокостабильных высокоточных космических аппаратов	<b>Стрельников Илья Владимирович</b>	СЕКЦИЯ 4
64.	19.000	Исследование влияния режимов вакуумного электротермического процесса изготовления вольфрамовых матриц на качество импрегнированных материалов	<b>Тищенко Ольга Дмитриевна</b>	СЕКЦИЯ 4
65.	19.184	Автоматизация процесса выработки сжатого воздуха компрессорной станцией для испытательных участков и для использования в технологических целях подразделениями предприятия ракетно-космической отрасли	<b>Волынкин Алексей Александрович</b>	СЕКЦИЯ 5
66.	19.225	Исследование технологий утилизации углеродных композиционных материалов (углепластиков), образующихся при производстве, обработке и завершении жизненного цикла изделий	<b>Гатина Елена Рашидовна</b>	СЕКЦИЯ 5



67.	19.154	Переналаживаемое зажимное приспособление для производства деталей РКТ на фрезерных обрабатывающих центрах	<b>Камшилина Ирина Александровна</b>	СЕКЦИЯ 5
68.	19.041	Информационное обеспечение контроля технологических процессов и измерения температуры посредством обработки видеоизображений для выявления наиболее уязвимых участков объекта наблюдения	<b>Климов Дмитрий Игоревич</b>	СЕКЦИЯ 5
69.	19.029	Технология получения и ремонта лопаток газотурбинного двигателя с помощью селективного лазерного плавления с последующей термической обработкой	<b>Лещева Александра Сергеевна</b>	СЕКЦИЯ 5
70.	19.219	Разработка технологии и оборудования для электронно-лучевой сварки в общем вакууме крупногабаритных корпусных конструкций перспективных изделий ракетно-космической техники	<b>Машко Ростислав Владимирович</b>	СЕКЦИЯ 5
71.	19.224	Отработка новых методов неразрушающего контроля на элементах конструкции космического аппарата	<b>Миляченко Александр Александрович</b>	СЕКЦИЯ 5
72.	19.216	Технология лазерной сварки узлов ЖРД	<b>Моключенко Игорь Сергеевич</b>	СЕКЦИЯ 5
73.	19.182	Разработка технологии замкнутого цикла производства космических аппаратов на базе монтажно-испытательного корпуса	<b>Павлова Галина Александровна</b>	СЕКЦИЯ 5
74.	19.196	Возможность использования экономно легированного припоя ПМ 17 для пайки медно-стальных узлов «горячих» агрегатов жидкостных ракетных двигателей РН «Ангара»	<b>Подгорнов Сергей Николаевич</b>	СЕКЦИЯ 5
75.	19.223	Методика моделирования напряженно-деформированного состояния крупногабаритной многослойной конструкции из разнородных материалов	<b>Рогожникова Елена Николаевна</b>	СЕКЦИЯ 5
76.	19.099	Разработка и внедрение импортозамещающей технологии изготовления титановых баллонов	<b>Рязанцев Александр Юрьевич</b>	СЕКЦИЯ 5
77.	19.201	Численное моделирование процессов аэрогазодинамики РН КОРОНА при старте и в полете	<b>Сергеева Анастасия Ан- дреевна</b>	СЕКЦИЯ 5

78.	19.168	Сенсибилизация и расширение динамического диапазона силомоментной составляющей дистальной части конечностей антропоморфных робототехнических систем при их анатомической параметризации	<b>Спирин Андрей Евгеньевич</b>	СЕКЦИЯ 5
79.	19.202	Методика контроля качества геометрии изделий в ракетно-космической промышленности	<b>Тверкаева Алина Энверовна</b>	СЕКЦИЯ 5
80.	19.175	Описание, имитационное моделирование и расчет нагружения конструкций из поврежденного материала	<b>Туркова Вера Александровна</b>	СЕКЦИЯ 5
81.	19.147	Цифровой двойник изделий ракетно-космической техники на этапе производства.	<b>Хорощенко Ирина Леонидовна</b>	СЕКЦИЯ 5
82.	19.222	Технология и оборудования для высокотемпературной пайки тонкостенных стальных трубопроводов	<b>Цветков Сергей Евгеньевич</b>	СЕКЦИЯ 5
83.	19.186	Финансово-технологический эффект от внедрения металлополимерных пресс-форм для производства деталей ракетных двигателей со сложными геометрическими параметрами	<b>Цыпелев Виктор Васильевич</b>	СЕКЦИЯ 5
84.	19.148	Методика оценки влияния несовершенств формы на несущую способность топливных баков РН с применением программного комплекса конечноэлементного моделирования NX	<b>Шулепова Ольга Юрьевна</b>	СЕКЦИЯ 5
86.	19.086	Каркас с трубами треугольного сечения и методика оптимизации геометрических размеров изогридных конструкций, выполненных из композиционных материалов	<b>Ануфриенко Вадим Евгеньевич</b>	СЕКЦИЯ 6
87.	19.138	Разработка системы сопровождения технологии изготовления высокоэффективных фотопреобразователей и внедрение ее элементов в технологический процесс производства солнечных батарей	<b>Болотин Артем Михайлович</b>	СЕКЦИЯ 6
88.	19.192	Разработка блока питания с применением непerezаряжаемых элементов питания	<b>Гегбардт Виктор Александрович</b>	СЕКЦИЯ 6
89.	19.067	Методические основы подготовки непрофессиональных космонавтов к выполнению космического полета в интересах коммерциализации пилотируемых космических программ	<b>Ковинский Александр Андреевич</b>	СЕКЦИЯ 6

90.	19.144	AEROSPACE-AGR	<b>Константинова Елена Павловна</b>	СЕКЦИЯ 6
91.	19.061	Влияние гравитационных сил на неустойчивости горения: фундаментальный базис и прикладные вопросы	<b>Крикунова Анастасия Игоревна</b>	СЕКЦИЯ 6
92.	19.104	Разработка систем радиочастотной идентификации с пассивными метками для считывания данных безаккумуляторных имплантатов, применяемых при пилотируемых космических полетах	<b>Макеев Мстислав Олегович</b>	СЕКЦИЯ 6
93.	19.114	Исследование радиационной стабильности органических солнечных батарей на основе перспективных сопряженных полимеров	<b>Мартынов Илья Вячеславович</b>	СЕКЦИЯ 6
94.	19.218	Исследование приборного комплекса для обеспечения устойчивого функционирования замкнутой экосистемы в условиях космоса	<b>Масталиева Виктория Анатолевна</b>	СЕКЦИЯ 6
85.	19.102	Функциональная диагностика личностных характеристик на этапе профессионального отбора в отряд космонавтов	<b>Резников Михаил Юрьевич</b>	СЕКЦИЯ 6
95.	19.161	Разработка универсальной методики исследования отдельных каскадов солнечных элементов космического назначения	<b>Синева Мария Владимировна</b>	СЕКЦИЯ 6
96.	19.162	Оптимизация конструкции фотопреобразователя в части увеличения удельных характеристик солнечной батареи космических аппаратов	<b>Стаценко Артем Александрович</b>	СЕКЦИЯ 6
97.	19.026	«Гибридный накопитель электрической энергии на основе литий-ионной батареи и блока суперконденсаторов для возвращаемых аппаратов»	<b>Хаванов Егор Сергеевич</b>	СЕКЦИЯ 6

# СЕКЦИЯ 1 – СИСТЕМНЫЕ И ПРОЕКТНО- КОНСТРУКТОРСКИЕ РЕШЕНИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ. ЦЕЛЕВАЯ И СЛУЖЕБНАЯ АППАРАТУРА КА РАЗЛИЧНОГО ЦЕЛЕВОГО НАЗНАЧЕНИЯ

УДК 621.389

## ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ БОРТОВОГО ПЕРЕДАТЧИКА НЕПРЕРЫВНЫХ ФАЗОМАНИПУЛИРОВАННЫХ СИГНАЛОВ СИСТЕМЫ ТЕЛЕМЕТРИИ

**А. В. Кашин, М. М. Ивойлова, Е. С. Балобанов, А. В. Голубцов**

*Филиал РФЯЦ-ВНИИЭФ «НИИИС им. Ю. Е. Седакова»*

На этапах отработки конструктивно-технологических решений летательных аппаратов (ЛА) и установленных на них приборов в натуральных условиях широко используются системы телеметрии. Наиболее сложной и ответственной составной частью этих систем являются устанавливаемые на борту ЛА радиопередающие устройства (РПДУ), обеспечивающие прием информации от датчиков, ее кодировку и передачу по радиоканалу на наземные пункты приема информации в виде непрерывного сигнала с 4-х позиционной фазовой манипуляцией.

В настоящей работе рассмотрены результаты разработки и исследований опытного образца РПДУ системы телеметрии, выполненного полностью на отечественной ЭКБ. Приведены описания конструкции РПДУ, конструкции и функционирования основного функционального блока РПДУ, обеспечивающего его выходные электрические характеристики, – блока высокой частоты. Для контроля основных параметров разработанного твердотельного РПДУ с фазоманипулированным сигналом создано автоматизированное рабочее место, реализованное на модульной платформе PXI ф. National Instruments с подключением внешних средств измерений.

Исследована возможность улучшения основных электрических характеристик РПДУ, по результатам которой показана:

- возможность увеличения выходной мощности до 12-15 Вт за счет применения GaN-транзистора типа ПП9138Б;
- возможность снижения энергопотребления за счет перехода из квазинепрерывного в импульсный режим работы РПДУ;
- возможность повышение ЭМС РПДУ за счет узкополосной фильтрации выходного ФМ-сигнала.

## **РЕЗУЛЬТАТЫ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ ГИРОСКПОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ С УВЕЛИЧЕННЫМ ДИАПАЗОНОМ ИЗМЕРЕНИЯ**

**А. А. Волынцев, О. А. Щитина, М. В. Якушова**

*ФГУП «ЦЭНКИ» филиал «НИИ ПМ имени академика В. И. Кузнецова»*

В настоящее время в отечественной практической космонавтике одними из самых распространенных прецизионных гироскопических измерителей вектора угловой скорости (ГИВУС) являются приборы типа КИНД34-020. ГИВУС КИНД34-020 был разработан более 20 лет назад и благодаря своим оптимальным точностным характеристикам нашел применение на различных КА ведущих отечественных разработчиков. Прибор КИНД34-020 предназначен для работы в составе КА с малой динамикой угловой скорости, возможности которых существенно выросли за последние годы, поэтому, несмотря на сохраняющуюся общую востребованность прибора, в существующих реалиях его применение с имеющимся диапазоном измерения может накладывать существенные ограничения на функциональность всего КА. В этой связи возникла необходимость в разработке нового прибора с увеличенным диапазоном измерения.

Для обеспечения максимальной преемственности и взаимозаменяемости новый прибор разрабатывался на базе схемотехнических решений ГИВУС КИНД34-020 исходя из следующих условий:

- четырехкратное увеличение диапазона измерения входной угловой скорости (до значения 1,6 °/с);
- сохранение прочих ТТХ прибора на уровне не хуже прибора-прототипа;
- сохранение импортной независимости и стоимости, аналогичной прибору-прототипу.

За 1,5 года интенсивных работ было сделано: разработан новый прибор, получивший индекс КИНД34-020-02, изготовлен и испытан образец для наземной экспериментальной отработки, изготовлен и передан заказчику образец для летных испытаний. Успешность разработки была подтверждена экспериментальной наземной отработкой, в таблице 1 приведены основные ТТХ нового прибора и его прототипа.

Свыше 90% элементов конструкции прибора КИНД34-020-02 заимствованы из прибора-прототипа КИНД34-020, 65% ЭУ прибора являются вновь разработанными, но основаны на той же элементной базе. Благодаря этому стоимость нового прибора не превышает стоимости его прототипа и, как следствие, ГИВУС КИНД34-020-02 может позиционироваться как экономически целесообразная замена прибору КИНД34-020.

Таблица 1

Наименование параметра	КИНД34-020-02 (фактически)	КИНД34-020-02 (проектные)	КИНД34-020
1. Диапазон измерения (по модулю), %/с	1.7..1.8	$\leq 1,6$	$\leq 0,4$
2. Цена импульса выходной информации, угл.с/имп	0,033-0,035	0,030-0,045	0,030-0,045
3. Величина нулевого сигнала, не зависящего от перегрузки (по модулю), угл.с/с,:	0,3..1,0	$\leq 3,0$	$\leq 3,0$
4. Случайная составляющая (2,7 СКО) отклонений величины нулевого сигнала, не зависящего от перегрузки, в непрерывном запуске до 24 ч, угл.с/с:	0,0019..0,0025	$\leq 0,003$	$\leq 0,003$
5. Шумовая составляющая (1 СКО) выходного сигнала ИК при осреднении от 0,1 до 10 с, угл.с	$\leq 0,15$	$\leq 0,15$	$\leq 0,15$
6. Время наступления тепловой готовности при температуре основания более 20°C, мин	$\leq 16$	$\leq 30$	$\leq 30$
7. Макс. время тепловой готовности, мин	$\leq 35$	$\leq 60$	$\leq 60$
8. Потребляемая мощность в режиме форсированного разогрева, Вт	$\leq 135,9$	$\leq 138$	$\leq 130$
9. Потребляемая мощность при номинальных условиях функционирования, Вт:	51,1	71	$\leq 69$
10. Время точностной готовности прибора, мин	$\leq 150$	180	180
11. Срок службы при эксплуатации в составе КА	10 лет		
12. Допустимая температура основания при эксплуатации, °С	-10..35	-10..35	0..35

Говоря о перспективах нового прибора, стоит отметить, что имеющийся в распоряжении разработчиков научно-технический задел и схемотехнические

решения, прошедшие отработку в приборах аналогах, позволяют в ближайшем будущем:

- исследовать возможность внедрения современных информационных интерфейсов в ГИВУС типа КИНД34-020-02;
- рассмотреть возможность оптимизации конструкции в части увеличения стойкости к ВВФ и снижения ГМХ (на 10 – 20%);
- усовершенствовать алгоритмы термостатирования прибора и оптимизировать его энергопотребление;
- рассмотреть возможность улучшения ТТХ прибора (в части повышения стабильности нулевого сигнала и снижения шумовой составляющей ИК).
- рассмотреть возможность создания модернизации прибора с другими механическими чувствительными элементами (использовать вместо действующих ПГБ их безбериллиевые аналоги или элементы типа ДНГ);
- увеличить срок службы прибора до 15 лет в составе КА.

Внедрение вышеописанных модернизаций также не вызовет существенного удорожания изделия, но позволит получить ГИВУС следующего поколения, который сможет по своим совокупным характеристикам (стоимость, надежность, функциональность, прецизионная точность, независимость от импортных комплектующих) оставаться востребованным у отечественных разработчиков КА в ближайшие 15 – 20 лет.

## **ЯРИЛО – ПРОЕКТ ПОСТРОЕНИЯ ГРУППИРОВКИ ИЗ 2-Х НАНОСПУТНИКОВ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ СОЛНЦА**

**А. В. Захарченко, А. Е. Игнатъева, Н. Д. Лазарев,  
В. А. Павлюченко, А. В. Шаповалов**

*Московский Государственный Технический Университет имени Н.Э. Баумана*

На сегодняшний день мониторинг солнечной активности и выдача оперативного прогноза космической погоды являются актуальными для России научными задачами в рамках проведения космических исследований Солнца. Обычно для этих целей используются космические аппараты, где научная аппаратура для исследования Солнца является лишь частью общей нагрузки, предназначенной для метеорологических исследований. Цикл разработки таких аппаратов растягивается на 5 – 10 лет. ФИАН и МГТУ им. Н.Э. Баумана предложен проект спутниковой группировки для непрерывного мониторинга Солнца. Лаборатория рентгеновской астрономии Солнца ФИАН отвечает за создание полезной нагрузки для аппаратов – спектрофотометров для мониторинга солнечной активности, а МГТУ им. Н.Э. Баумана разрабатывает группировку наноспутников разворачиваемую с помощью солнечного паруса. Использование технологии малых космических аппаратов в этом проекте позволяет сни-

зять его стоимость и ускорить время внедрения нового научного оборудования на орбите.

В рамках миссии будет проведено построение группировки из двух КА размерностью 1.5U CubeSat с помощью технологии двухлопастного роторного солнечного паруса, а также отработан алгоритм поддержания спутниковой группировки. После окончания срока активного существования оба КА будут пассивно сведены с орбиты с использованием солнечного паруса.

Так же на КА «Ярило» будут проведены летные испытания парусного модуля «Одуванчик», экспериментальных систем энергоснабжения, радиосвязи, ориентации и стабилизации, навигационного приемника, полностью разработанных авторами и вычислительной машины, разработки ФИАН. В рамках полета группировки предполагается проведение экспериментов по обмену информации между спутниками в УКВ диапазоне.

## **СОЗДАНИЕ ВЫСОКОТОЧНОГО СПУТНИКОВОГО ВЫСОТОМЕРА**

**И. А. Козий**

*АО «РИРВ»*

Повышение качества координатно-временного и навигационного обеспечения гражданских и специальных потребителей является одной из приоритетных задач государства. Немаловажным фактором, влияющим на достоверность решения навигационной задачи с помощью как инерциальных, так и радионавигационных систем, является точность определения параметров Земли. Многолетние исследования позволили сформировать модели параметров Земли ПЗ-90 (Россия), EGM2008 (США). Современные методы исследования широко используют спутниковую альтиметрию. С помощью спутниковых высотомеров обеспечивается измерение высоты геоида с погрешностью 3 – 5 см. Проведенный анализ моделей параметров Земли показывает, что с их помощью обеспечивается среднеквадратическая погрешность определения высоты геоида 0,11 м, отклонения отвесных линий 1 угл. с, аномалий силы тяжести 10 мГал (1 Гал = 1 см/с<sup>2</sup>). С учетом растущих требований потребителей к точности позиционирования и постоянного развития навигационных систем, необходимо дальнейшее совершенствование моделей и доведение погрешностей определения высоты геоида до уровня 2 – 3 см, аномалий силы тяжести – 2 – 3 мГал. Это значит, что, в частности, погрешность измерений спутниковых высотомеров должна быть на уровне 1 см. Достижение такой точности измерений возможно только при должном учете систематических погрешностей аппаратуры.

Большинство из действующих на данный момент космических аппаратов с высотомерами на борту – европейские и американские. Россией до 1995 г. про-



изводились запуски аппаратов ГЕО-ИК, высотомер которых обеспечивал погрешность измерения высоты 0,5 м. С 2010-х годов запуски российских миссий возобновились аппаратами ГЕО-ИК2, на которых установлены высотомеры Садко французского производства. Со времени запусков старых аппаратов ГЕО-ИК спутниковые высотомеры в нашей стране не разрабатывались. Сложная международная обстановка потребовала решения задачи восстановления научно-технического задела для создания подобной аппаратуры, удовлетворяющей современным требованиям.

В спутниковой альтиметрии используется принцип активной радиолокации, зондирующий импульс излучается с борта космического аппарата, отражается от морской поверхности, после чего в приемнике осуществляется его обработка. Высота спутника над морской поверхностью определяется временем задержки моментов излучения импульса и достижения корреляционной функцией максимума. Для исследования систематических погрешностей, возникающих в аппаратуре, необходимо использовать адекватную модель отраженного сигнала. Традиционно в спутниковой альтиметрии отраженный сигнал описывается функцией средней мощности от времени задержки. В современной литературе по спутниковой альтиметрии общепринятой является модель Брауна. В этой модели средняя мощность обратного рассеяния от плоской поверхности представляет собой свертку зондирующего сигнала и импульсной характеристики этой поверхности. Упрощенно математическое выражение для средней мощности отраженного сигнала можно записать следующим образом

$$P(t) = s(t) * (A \cdot \int \delta(t - \tau) \cdot G^2(\theta) dS), \quad (1)$$

где  $s(t)$  – зондирующий сигнал,  $A$  – множитель, не зависящий от положения элементарного отражателя и временной задержки,  $G(\theta)$  – ДНА,  $\tau$  – задержка прихода парциального отраженного сигнала от элементарного отражателя, символом «\*» обозначена операция свертки. Интегрирование производится по всей засвечиваемой поверхности, разбитой на элементарные отражатели площадью  $dS$ .

В качестве альтернативы можно рассмотреть модель, где вместо вычисления свертки выполняется прямой расчет принятой мощности. Упрощенно этот принцип математически можно записать следующим образом

$$P(t) = A \cdot \int s^2(t - \tau) \cdot G^2(\theta) dS. \quad (2)$$

В обоих случаях расчет средней принятой мощности опирается на приближение некогерентного рассеяния. При выводе этих моделей и их использовании все приближения и преобразования опираются на то, что зондирующий сигнал  $s(t)$  представляет собой импульс малой длительности. Для теоретических исследований это предположение является очень удобным, поскольку позволяет построить аналитическую модель и значительно сократить вычислительные ресурсы, требуемые для ее анализа. Высокая точность измерений в спутниковой альтиметрии достигается использованием зондирующих сигналов с большой базой. Типичные параметры сигнала для высотомера Ку-диапазона – длительность импульса 100 мкс, ширина спектра 320 МГц. В моделях (1) и (2) исполь-

зуются эквивалентный ему импульсом малой длительности, который является автокорреляционной функцией такого сигнала и аппроксимируется гауссовым импульсом. Такая математическая абстракция не позволяет проводить точное моделирование аппаратуры, поэтому была предложена альтернативная модель (3). Облучаемая поверхность разбивается на множество элементарных отражателей. Мощность сигнала, принятая от каждого отражателя, зависит от его площади и ДНА в направлении на него, задержка прихода сигнала – от расстояния до отражателя. В точке приема все отраженные сигналы складываются с учетом начальных фаз. Математическое выражение обработки сигнала выглядит следующим образом

$$K(t) = s_r(t) * (A \cdot \int s_r(t - \tau) \cdot G^2(\theta) dS). \quad (3)$$

Из вновь введенных обозначений  $s_r(t)$  – форма реального зондирующего сигнала, а отраженный сигнал обозначен  $K(t)$  в связи с тем, что в данном случае он представляет собой уже не среднюю мощность, а корреляционную функцию принятого сигнала. Данное выражение показывает, что в первую очередь формируется композитный сигнал, представляющий собой сумму парциальных отраженных сигналов, а затем осуществляется его корреляционная обработка с использованием опорного сигнала в виде зондирующего импульса. Форма отраженного сигнала, полученная в результате моделирования, приведена на рисунке 1.

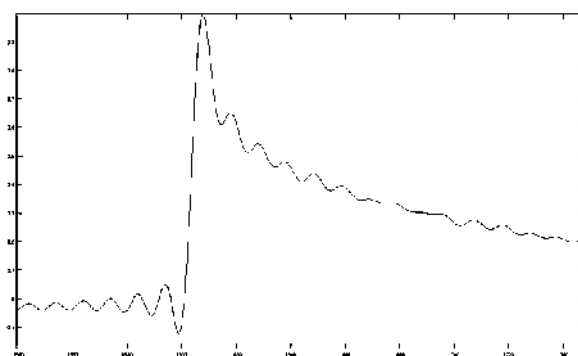


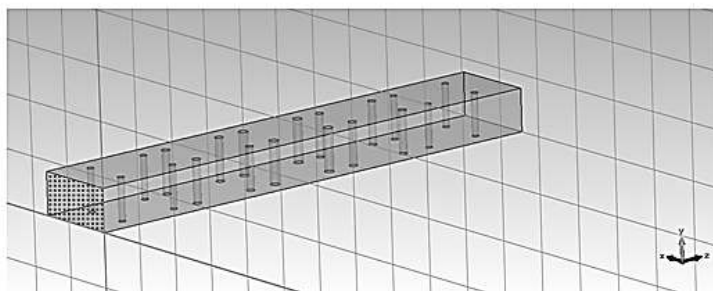
Рисунок 1 – Форма отраженного сигнала

На практике такая модель может использоваться при исследовании систематических погрешностей, возникающих в аппаратуре. Так как радиосигнал, отраженный морской поверхностью, является достаточно слабым, для увеличения отношения сигнал/шум во входной цепи приемника используется полосовой фильтр, ограничивающий полосу частот, занимаемую шумами. В Кв-диапазоне частот, в котором работают современные спутниковые высотомеры, обычно применяются волноводные фильтры.

Волноводный фильтр стыкуется к антенне высотомера, которая и находится за пределами корпуса КА, и ее температура может изменяться в диапазоне от -150 до 150 °С. В таком интервале температур изменение структуры фильтра вследствие линейного расширения металла, из которого он изготовлен, может

оказать влияние на его характеристики. Для исследования влияния температурных деформаций фильтра на ошибку измерения высоты был спроектирован волноводный фильтр 5 порядка, на рисунке 2 приведена его структура и параметры.

Затем были получены АЧХ и ФЧХ фильтра для различных значений температуры. На рисунке 3 представлены АЧХ и ФЧХ при отклонении температуры на  $\pm 200^\circ\text{C}$ .



- центральная частота 14,37 ГГц;
- полоса пропускания от 14,21 до 14,53 ГГц (320 МГц);
- начало полосы задерживания (по уровню 30 дБ) 13,92 ГГц (нижняя), 14,97 ГГц (верхняя);
- неравномерность АЧХ в полосе пропускания 0,4 дБ;

Рисунок 2 – Структура и характеристики фильтра

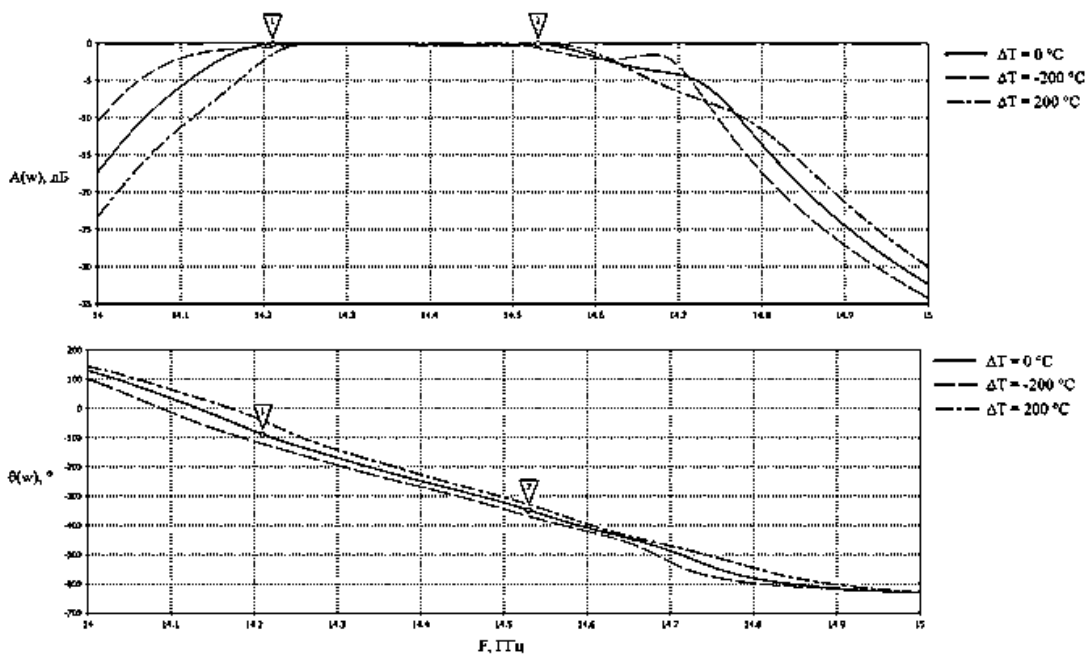


Рисунок 3 – АЧХ и ФЧХ фильтра

Обработка отраженного сигнала фильтром моделируется в спектральной области, для чего амплитудный спектр сигнала умножается на АЧХ фильтра, а к фазовому спектру прибавляется ФЧХ фильтра. Затем осуществляется обратное

преобразование сигнала во временную область и вычисление его корреляционной функции с опорным сигналом. Этот алгоритм повторяется для АЧХ и ФЧХ, соответствующих различным значениям температуры, определяется изменение положения максимума корреляционной функции и строится температурная зависимость задержки приема сигнала, которая переводится в ошибку измерения высоты. В первом приближении была рассмотрена зависимость в диапазоне температур  $\pm 50^\circ\text{C}$  и сделано предположение, что она может быть аппроксимирована линейной функцией (рисунок 4).

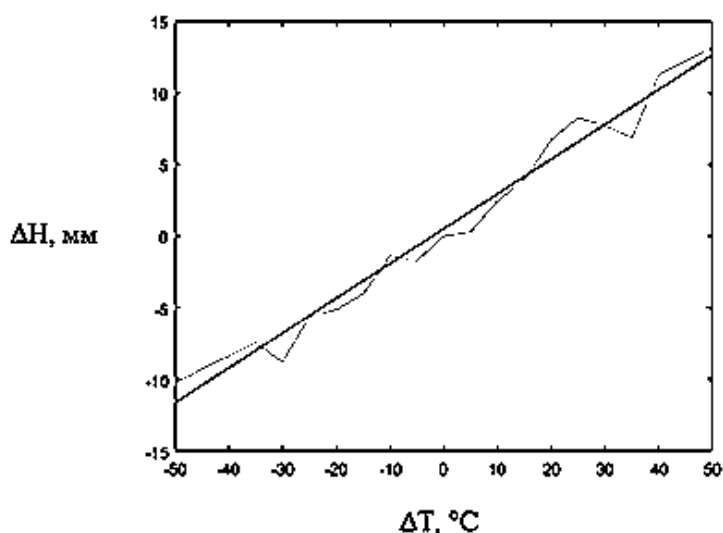


Рисунок 4 – Аппроксимация температурной зависимости ошибки измерения высоты в диапазоне  $\pm 50^\circ\text{C}$

Затем было выполнено более точное моделирование в более широком диапазоне температур. В результате моделирования выяснено, что зависимость задержки сигнала в фильтре описывается полиномом 4 степени. Для случаев, в которых может быть необходимо упрощение вычислений, также были рассмотрены аппроксимации полиномами более низких степеней (рисунок 5).

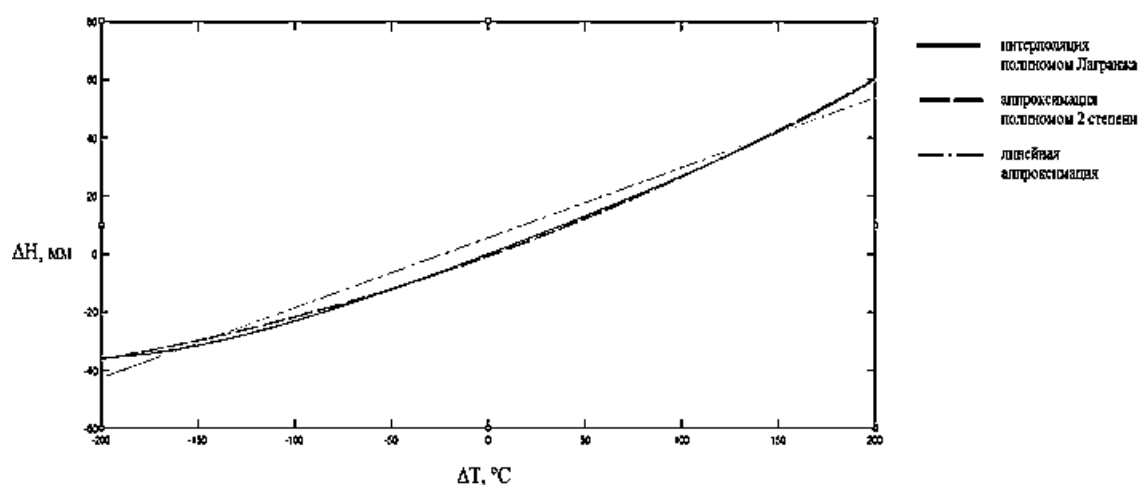


Рисунок 5 – Аппроксимация температурной зависимости ошибки измерения высоты в диапазоне  $\pm 200^\circ\text{C}$

На рисунке 6 приведены зависимости ошибки аппроксимации и СКО. Видно, что с достаточной для практических целей точностью температурная зависимость может быть описана полиномом 2 степени.

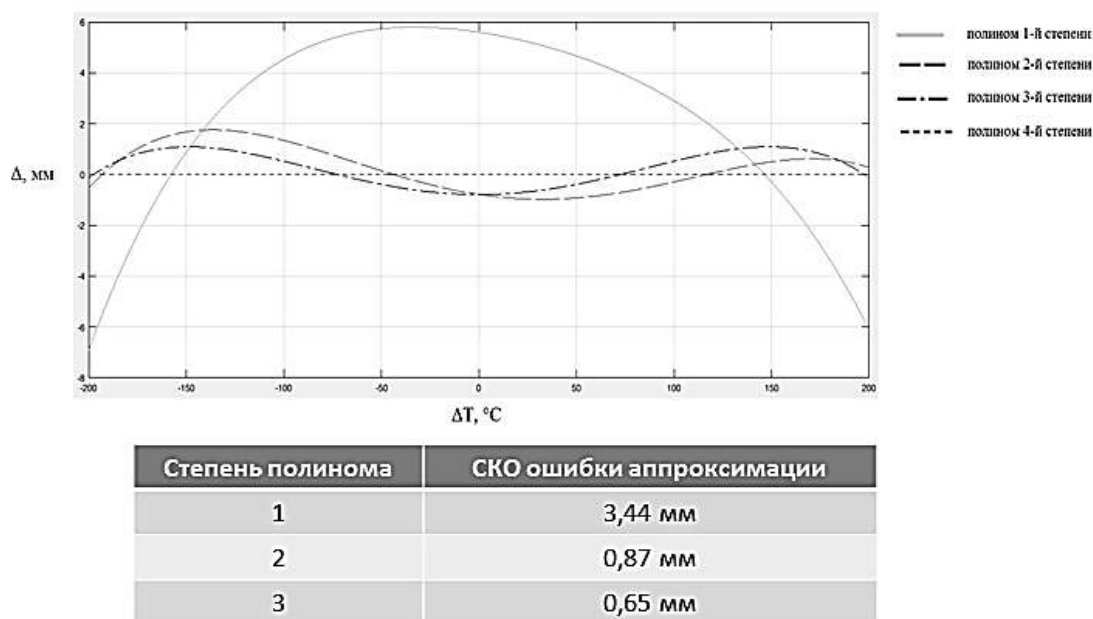


Рисунок 6 – Ошибка аппроксимации температурной зависимости

Для учета температурной ошибки измерения высоты наиболее рациональным методом, который может быть внедрен при проектировании аппаратуры, является контроль температуры фильтра с помощью температурных датчиков и коррекция результатов измерений высотомера на основе их показаний.

УДК 629.785

**МАЛЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ ФОРМ-ФАКТОРА  
CUBESAT ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА ПО  
ИСПОЛЬЗОВАНИЮ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ  
СВЕРХПРОВОДНИКОВ И МАТЕРИАЛОВ  
С ПАМЯТЬЮ ФОРМЫ**

**Т. Ш. Комбаев**

*Филиал акционерного общества «Научно-производственное объединение  
им. С. А. Лавочкина», г. Калуга*

Одним из главных факторов, определяющим физические условия в космическом пространстве, наряду с электромагнитным излучением Солнца и планет является солнечный ветер – в основном стационарный поток плазмы, возникающий в верхней короне Солнца и несущий с собой магнитные поля солнечного

происхождения. Скорость спокойного солнечного ветра 300 – 500 км/с, плотность 10 – 15 частиц/см<sup>3</sup>.

Особый научный интерес представляет взаимодействие плазмы солнечного ветра с магнитными полями, в частности с магнитным полем Земли. Плазма солнечного ветра, встречаясь с магнитным полем Земли, как с препятствием, деформирует его в сторону Земли, магнитные силовые линии в терминах магнитной гидродинамики оказывают сопротивление этому потоку. Чем больше давление солнечного ветра, тем ближе к Земле он поджимает магнитную оболочку. Это характерное взаимодействие корпускулярного потока с магнитным полем было положено в ряд идей по созданию тяги на космических аппаратах (магнитный парус) [1] или активной защиты от ионизирующего излучения. Тогда как взаимодействие электромагнитной части излучения Солнца (давление солнечного света) для использования его в практических целях сейчас достаточно хорошо подвергается экспериментальной проверке – были разработаны и запущены проекты МКА LightSail 2, NanoSail-D2, IKAROS и др., идея создания сильных магнитных полей для создания тяги за счет взаимодействия с корпускулярным потоком от Солнца свое подтверждение получило только на наземных экспериментальных установках [2, 3].

Магнитное поле для взаимодействия с плазмой солнечного ветра в проектах и экспериментах создается с использованием сверхпроводящих катушек с большим значением магнитного момента (до 10<sup>14</sup> А·м<sup>2</sup>). До настоящего времени сверхпроводники на космических аппаратах не применялись, в случае с низкотемпературными сверхпроводниками из-за необходимости наличия криогенных систем для доведения сверхпроводников до критической температуры (Т<sub>кр</sub> = –248°С) при которой достигается сверхпроводимость, в случае с высокотемпературными сверхпроводниками (Т<sub>кр</sub> = –196°С) из-за их высокой стоимости. В настоящее время развитие технологий позволило создать высокотемпературные проводники (ВТСП) 2-го поколения, которые получают все большее распространение в наземных условиях в электроэнергетике и технике [4]. Промышленное производство ВТСП ленты 2-го поколения освоено в РФ ЗАО «СуперОкс». ВТСП лента 2-го поколения обладает следующими характеристиками: критический ток при –196°С ленты толщиной 100 мкм и шириной 12 мм равен от 300 до 500 А, длина ленты до 350 метров.

Технологию предлагается отработать на МКА форм-фактора CubeSat. На МКА из-за ограниченных масса-габаритных характеристик возможно размещение ВТСП катушки с магнитным моментом  $M = 9,05 \cdot 10^4$  А·м<sup>2</sup>.

Расстояние до границы магнитопаузы такого магнитного поля будет равно:

$$L = \left( \frac{\mu_0 \cdot M_m^2}{8\pi^2 n \cdot m_i \cdot u_{sw}^2} \right)^{1/6}$$

где  $\mu_0$  – магнитная постоянная, Гн/м;  $M_m$  – магнитный момент диполя, А·м<sup>2</sup>;  $n$  – плотность солнечного ветра, м<sup>-3</sup>;  $m$  – масса ионов, кг;  $u_{sw}$  – скорость солнечного ветра.

Для средних значений параметров электронной составляющей солнечного ветра ( $u_{sw} = 450$  км/с;  $n = 8,8$  см<sup>-3</sup>;  $m = 1,67 \cdot 10^{-27}$  кг) и магнитного момента катушки ( $R=2,4$  м)  $M = 9,05 \cdot 10^4$  А·м<sup>2</sup>, расстояние до границы магнитопаузы  $L = 87$  м. Расстояние до границы магнитопаузы определяет характерный объем в котором происходит взаимодействие плазмы с магнитным полем, и чем больше этот объем тем большее давление плазма оказывает на силовые линии магнитного поля.

Для обеспечения возможности функционирования такой системы на орбите функционирования МКА необходимо решить две проблемы – создание токов порядка 500 А в катушке и обеспечение критической температуры катушки равной  $-196^\circ\text{C}$ .

Первая проблема решается применением в составе МКА ВТСП генератора, в иностранной литературе – flux pump [5]. ВТСП генератор позволяет создавать в ВТСП катушке токи не более критических и должен быть размещен в одинаковых температурных условиях с катушкой. Привод ВТСП генератора через магнитную муфту осуществляется от бесконтактного двигателя постоянного тока БК-1414, расположенного на платформе МКА, с мощностью на валу 4 Вт.

Вторая проблема решается применением на МКА разворачиваемых с помощью материала с памятью формы экранов последовательно ослабляющих тепловой поток от Солнца и Земли до требуемых значений. Экраны изготовлены из пленки полиимидной металлизированной толщиной 15 мкм. Проведенные расчеты показали, что в обоих случаях данный метод позволяет обеспечить температуру в области развернутой ВТСП катушки и генератора порядка  $-200^\circ\text{C}$  и позволяет обеспечить необходимые условия для функционирования сверхпроводников. Экраны разворачиваются из свернутого положения с помощью проволоки диаметром 1 мм из материала с памятью формы – NiTi (Нитинол). Нитинол это сплав титана и никеля позволяющий зафиксировать форму проволоки при температуре  $+500^\circ\text{C}$ , и после складывания проволоки в любое положение активировать прежнюю форму, для сплава типа Н при температуре  $+65^\circ\text{C}$ , для сплава типа М при температуре  $+95^\circ\text{C}$  [6]. Данный материал применяется в медицине и технике и в широкой номенклатуре представлен на рынке. Активировать сложенную пленку, армированную нитиноловой проволокой, можно резистивными нагревателями, размещенными в основании крепления проволоки. Проволока первого экрана (наиболее близкий к МКА) в развернутом состоянии также используется в качестве антенны бортового приемопередающего устройства. Суммарная масса такого МКА составляет 11,5 кг с резервом 20%. Габаритные размеры МКА в транспортном положении  $880 \times 104 \times 104$  мм, в рабочем  $880 \times \varnothing 5000$  – по развернутым пленочным экранам.

Предпочтительной орбитой для функционирования такого МКА является орбита с продолжительными тенями для проведения эксперимента в условиях минимумом тепловых потоков от Солнца и Земли. Вывод на такую орбиту может быть осуществлен попутно с целевым космическим аппаратом. Предварительные параметры такой орбиты: высота апогея 172000 км, высота перигея

2000 км, наклонение  $51,8^\circ$ . Продолжительность тени в первый год функционирования МКА на такой орбите может достигать 2,5 часов.

Общие вид МКА представлены на рисунке 1.

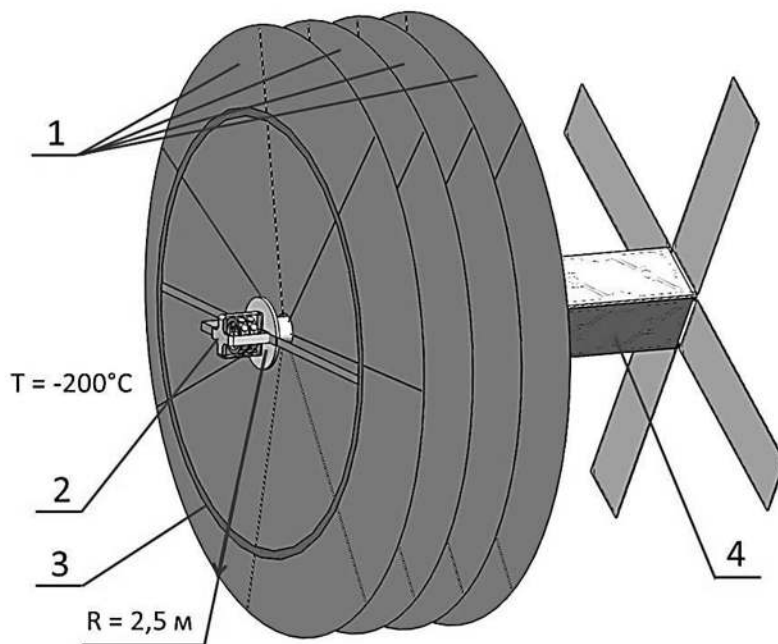


Рисунок 1 – Общий вид МКА в рабочем положении

1 – пленочные экраны (показаны не в масштабе); 2 – ВТСП генератор (flux pump);  
3 – ВТСП катушка (показана не в масштабе); 4 – платформа форм-фактора CubeSat 3U  
с раскрытыми батареями солнечными

### Библиографический список

1. *Andrews, D.G., and Zubrin, R.M.*, Magnetic Sails and Interstellar Travel, Journal of the British Interplanetary Society, Vol.43, (1990), pp.265-272
2. *Murayama Y., Ueno K., Oshio Y., Horisawa H., Funaki I.*, Preliminary Results of Magnetic Field Measurements on Multi-coil Magnetic Sail in Laboratory Experiment, Vacuum, 2018, doi:10.1016/j.vacuum.2018.05.004.
3. *Ashida Y., Yamakawa H., Funaki I.; Usui H., Kajimura Y., Kojima H.*, Thrust Evaluation of Small-Scale Magnetic Sail Spacecraft by Three-Dimensional Particle-in-Cell Simulation, Journal of Propulsion and Power (2014), 30(1): 186-196.
4. *Ковалев Л. К., Конеев С. М.-А., Полтавец В. Н., Илюшин К. В., Ильясов Р. И., Дежун В. С.* Синхронные двигатели с объемными высокотемпературными сверхпроводниковыми элементами и возбуждением от постоянных магнитов. Электричество. 2007. № 2. С. 28-33.
5. *Hoffmann C., Walsh R., Karrer-Mueller E., Pooke D.*, Design parameters for an HTS flux pump, Physics Procedia, December 2012, DOI: 10.1016/j.phpro.2012.06.299.



6. *Boschetto A., Bottini L., Girolamo C., Tata M. Shape Memory Activated Self-Deployable Solar Sails: Small-Scale Prototypes Manufacturing and Planarity Analysis by 3D Laser Scanner, Actuators 2019.*

УДК 629.78

## **ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ИЗГОТОВЛЕНИЯ УСТРОЙСТВ ИСПОЛНИТЕЛЬНОЙ АВТОМАТИКИ ДЛЯ ДВУХФАЗНОЙ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

**З. А. Кузнецова, А. И. Алифанов, И. А. Лушин, А. В. Белза**

*АО «Информационные спутниковые системы»  
имени академика М. Ф. Решетнева»*

Космический аппарат (КА) содержит большое количество целевой и служебной аппаратуры различного назначения и ряд технических систем, тепловой режим которых, необходимо обеспечивать для поддержания его эффективного функционирования во время всего срока активного существования (САС). Система терморегулирования (СТР) КА обеспечивает необходимый тепловой режим для всех приборов, входящих в состав различных систем, предотвращая их перегрев или переохлаждение. [1] Мировой рынок информационных услуг, определяет тенденцию к росту энерговооруженности спутника, как следствие – увеличение тепловыделения оборудования КА. Для КА с тепловыделением более 15 кВт наиболее предпочтительной для применения является система терморегулирования с двухфазным тепловым контуром (СТР с ДФК), поскольку использование тепловой энергии фазового перехода теплоносителя обеспечивает наибольшую эффективность теплоотвода. [2] В состав СТР ДФК входят различные элементы: испаритель, паропровод, конденсаторопровод, конденсатор, а так же различная арматура трубопроводов. Обеспечение надежной работы всех элементов СТР – важная задача по обеспечению надежности, поскольку выход из строя или некорректная работа запорной арматуры теплового контура может привести к выходу из строя всего КА.

Цель данной работы состояла в проектировании двух устройств для СТР с ДФК:

- 1) вентиль заправочный, предназначенный для заправки СТР с ДФК (вентиль №1);
- 2) вентиль проходной, предназначенный для интеграции в СТР с ДФК для возможности перекрытия некоторых частей СТР (вентиль №2).

Разработка устройств осуществлялось по следующим исходным данным в диапазоне температур от минус 30 до плюс 80 °С:

- а) суммарную негерметичность не более  $9,8 \cdot 10^{-8}$  Вт ( $7,36 \cdot 10^{-4}$  л·мкм рт.ст./с);

б) герметичную посадку клапана в закрытом положении в диапазоне давлений от 0 до 4,8 МПа (49 кгс/см<sup>2</sup>), допустимая утечка (перетекание) не более  $2,74 \cdot 10^{-5}$  Вт ( $2,06 \cdot 10^{-1}$  л·мкм рт. ст./с);

в) для вентиля №1 – гидравлическое сопротивление по жидкому аммиаку не более  $2,94 \cdot 10^{-5}$  Па (1 кгс/см<sup>2</sup>) при расходе аммиака 30 г/с с паросодержанием 15 % и при температуре 20°C;

для вентиля №2 – гидравлическое сопротивление по жидкому аммиаку не более 8825 Па (0,09 кгс/см<sup>2</sup>) при расходе аммиака 61 г/с в направлениях «Вход-Выход» и «Выход-Вход» при температуре 20°C;

г) для вентиля №1 – масса не более 0,5 кг; для вентиля №2 - масса не более 0,6 кг;

д) рабочая жидкость (РЖ) при эксплуатации – аммиак жидкий особой чистоты;

е) вентили должны быть работоспособны после проверки прочности внутренним давлением равном полуторакратному максимальному рабочему давлению 7,2 МПа (73,4 кгс/см<sup>2</sup>);

ж) ресурс работы 160 срабатываний (циклов открытие/закрытие).

Совокупность вышеперечисленных проектных ограничений, предъявляемых к изделиям, требует ряда конструкторских решений для обеспечения необходимых технических характеристик, таких как: оптимальный выбор материалов, моментов затяжек, современных методов и средств проектирования, наземной экспериментальной отработки (НЭО), позволяющих спроектировать, изготовить и испытать изделия в сжатые сроки.

Для разработки данных устройств СТР с ДФК необходимо было решить ряд задач:

1) решение проблемы относительно герметичной посадки клапана на седло корпуса в условиях давления 4,8 МПа;

2) расчет момента затяжки вентиля с учетом всех особенностей эксплуатации и его проверка при многократных циклах срабатывания (160) в диапазоне рабочего давления от 0 до 4,8 МПа (49 кгс/см<sup>2</sup>);

3) экспериментальное определение момента затяжки фторопластовых прокладок на образцах – имитаторах в условиях изменения температур от минус 35 до плюс 85°C;

4) отработка посадки клапана на корпус по типу «металл-по-металлу»;

5) отработка режимов сварки торцевых многослойных швов для обеспечения необходимой герметичности конструкции;

6) обеспечение технологичности и унифицированности процесса сборки и изготовления для двух вентиляей.

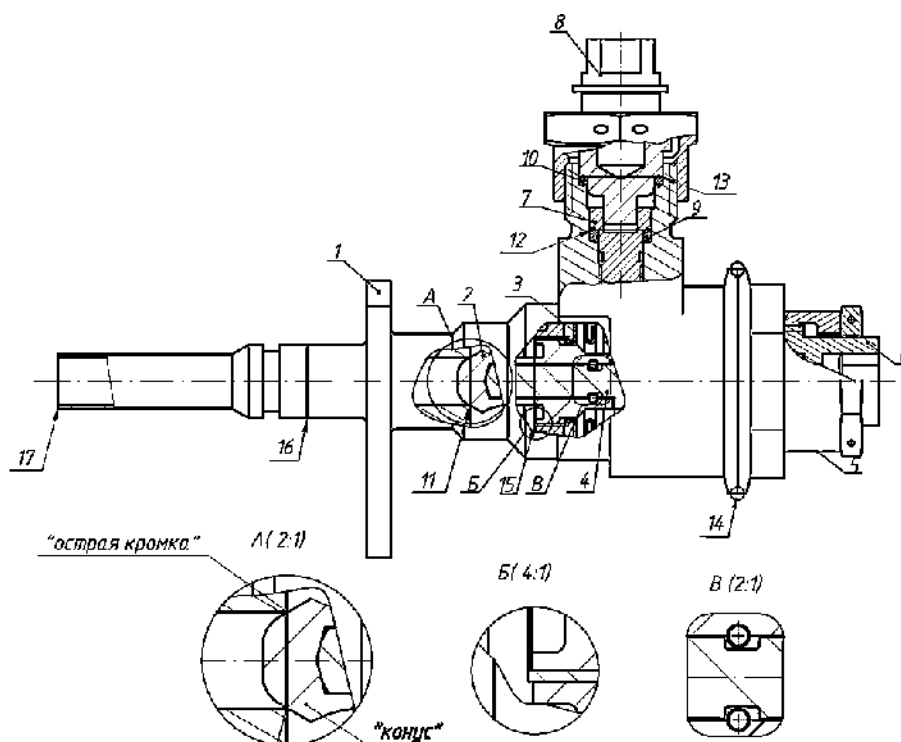


Рисунок 1 – Вентиль №1 заправочный:

1 – корпус; 2 – клапан; 3- сиффон; 4 – стержень; 5 – втулка резьбовая; 6 – ручка; 7, 8 – наконечник; 9, 10 – фторопластовые прокладки; 11 – первый контур герметизации (посадка клапана на седло корпуса по типу «острая кромка – конус»; 12 – второй контура герметизации (фторопластовая прокладка деформируется моментом затяжки от наконечника 7); 13 – третий контур герметизации (фторопластовая прокладка деформируется моментом затяжки от наконечника 8) 14 – сварной шов; 15 – электронно-лучевая сварка многослойного торцевого шва (выносной элемент Б); 16 – сварной шов; 17 – патрубок под сварку для интеграции в СТР с ДФК

Проблема обеспечения герметичной посадки клапана (2) на седло корпуса(1) была преодолена следующими конструкторскими решениями:

1. клапан (2), сиффон (3), стержень (4), штифты на выносном элементе В, с помощью сварного шва (15) образуют сборочную единицу – узел сиффонный. При сборке вентиля необходимо компенсировать несоосность клапана (2) и седла корпуса (1), поскольку она имеет место из-за наличия перекоса из-за сварных соединений (15), (14), зазоров в резьбовом соединении деталей (5) и (6) и других соединений деталей в сборке. Наличие несоосности препятствует герметичной посадке клапана (2) на седло корпуса (1). Применение подвижного соединения для деталей (2) и (4), изображенную на выносном элементе В на рис. 1 с помощью штифтов, позволило скомпенсировать несоосность конструкции.

Благодаря этому решению, клапан (2) самоустанавливается на седло корпуса (1), что обеспечивает герметичность конструкции. Угол, на который может отклоняться клапан относительно собственной оси, выбран большим, чем угол касания клапана с седлом корпуса. Это обеспечивает неподвижную установку клапана относительно седла. Разработанная конструкция вентиля имеет вид, представленный на рисунке 1, 2.

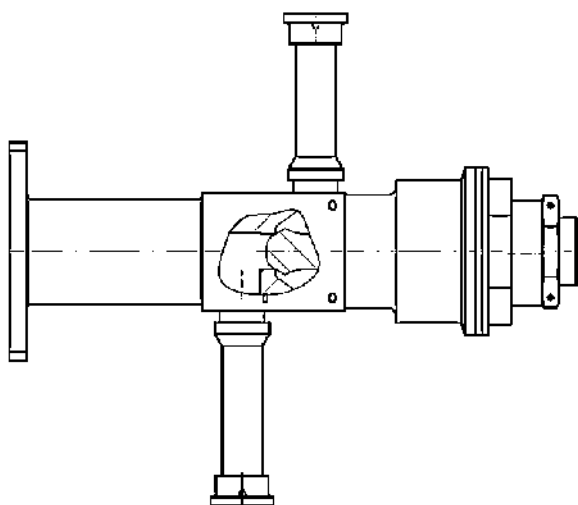


Рисунок 2 – Вентиль №2 проходной

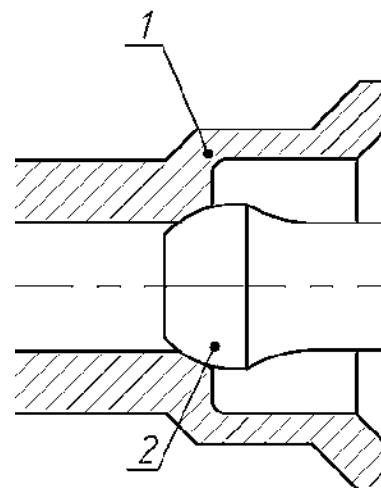


Рисунок 3 – Посадка клапана по типу «конус-шар»: 1 – корпус; 2 – клапан

2. расчет момента затяжки, прилагаемого к ручке (6) с учетом всех особенностей эксплуатации и его проверка при многократных циклах срабатывания (160 срабатываний) был необходим для обеспечения требуемой герметичности в диапазоне рабочего давления от 0 до 4,8 МПа (49 кгс/см<sup>2</sup>) и температур от минус 30 до плюс 80. При расчете были учтены следующие факторы: трение в резьбе, трение на торце гайки, давление, оказываемое на внутреннюю полость вентилья, обеспечение необходимого смятия седла корпуса посадке на него клапана с учетом прочности резьбового соединения деталей (5) и (6), обеспечение необходимого ресурса;

3. выбор посадки клапана на седло. Вытекает из предыдущих двух пунктов. Для успешной самоустановки клапана и достаточности момента затяжки на ручке (6), была выбрана посадка клапана на седло по типу «острая кромка-конус». До этапа лабораторно-отрабочных испытаний (ЛОИ) была выбрана посадка клапана, изображенная на рисунке 3 по типу «шар-конус», регламентируемая ГОСТ. Однако, она себя плохо зарекомендовала по причине большой площади контакта. При такой площади, требуется больший, чем в посадке «острая кромка-конус» момент затяжки. Усилие, происходящее от такого момента, превышает прочность резьбового соединения деталей (5) и (6). Кроме того, такая площадь контакта имеет недостаточный ресурс открытия-закрытия клапана, поскольку конусная поверхность изнашивается, что приводит к негерметичной посадке клапана. Другая выбранная посадка по типу «острая кромка-конус» имеет площадь контакта, необходимую для формирования посадочного места клапана на корпусе с рассчитанным моментом затяжки на ручке (6) и недостаточную для образования рисок и царапин, нарушающих герметичность. Разрезная конструкция из п.1 в совокупности с посадкой клапана образуют соединение с необходимой герметичностью и ресурсом работы;

4. выбор посадки типа «острая кромка-конус» был обусловлен работой в агрессивной среде (аммиак). Все металлы выбирались в соответствии с их коррозионной стойкостью при работе в этой среде;

5. для обеспечения герметичности внутренней полости вентиля был выбран сильфон (3), входящий в состав сильфонного узла и интегрируемый в него посредством торцевого многослойного шва (15). Сильфон является покупным элементом, для подтверждения качества которого, была проведена рентгеновская 3D томография с целью выявления структуры, определения геометрических параметров и нахождения дефектов в образцах. Размеры сильфона могут варьироваться в рамках ГОСТ Р 55019-2012. Для компенсации варьированности длины сильфона предусмотрен допуск на толщину кромки корпуса под сварку со стороны сварного соединения (14). В рамках ЛОИ были подобраны режимы для сварных соединений, входящих в конструкцию вентиля. Они обеспечивают необходимую герметичность конструкции. Качество каждого сварного соединения подтверждают образцы-свидетели;

6. вентиль №1 имеет три контура герметизации, изображенных на рисунке 1. К каждому из которых предъявляется требование по герметичности в соответствии с исходными данными. В рамках ЛОИ, было проведено экспериментальное определение момента затяжки фторопластовых прокладок (9) и (10) на образцах – имитаторах в условиях изменения температур от минус 35 до плюс 85°С. Данная задача, в рамках отработки изделия, была очень важна, поскольку рассчитанные моменты затяжки для фторопласта – 4, не обеспечивали необходимую герметичность из-за явления псевдотекучести. Эксперимент проводился на специально изготовленных образцах-имитаторах корпуса при термоциклировании в барокамере. После каждого цикла измерялась герметичность посадки клапана в соответствии с требованиями исходных данных, в результате чего был определен момент затяжки для двух контуров герметизации и выбран режим работы с прокладками (9), (10);

7. как видно из рисунка 1 и 2, оба узла имеют одинаковые детали и сборочные единицы, входящие в сборку. Вентиль №1 и №2 отличаются только корпусной деталью, для обеспечения различного применения в составе СТР с ДФК. Это позволило разработать для них типовой технологический процесс, что значительно ускорило этап отработки конструкции.

Все конструктивные и технологические решения для данных узлов обеспечивают необходимые технические характеристики. Они были отработаны и утверждены на этапе ЛОИ. Вентили разрабатывались в интересах иностранного заказчика. На данный момент они прошли этап приемочных испытаний и готовятся к этапу квалификационных испытаний.

Применение вышеперечисленных конструкторских решений позволило спроектировать, изготовить и испытать два вентиля для СТР ДФК с техническими характеристиками, соответствующими исходным данным. Разработка типовой конструкции для двух вентилях, позволило упростить и ускорить этап изготовления и испытаний, что обеспечило отработку конструкции в сжатые

контрактные сроки. Все это позволяет создать опережающий задел по надежной арматуре для СТР с ДФК с высокими требованиями по герметичности, прочности в условиях работы с агрессивными средами. В таблице 1 представлены технические характеристики вентиля №1 по результатам приемочных испытаний. В таблице 2 представлены технические характеристики вентиля №2 по результатам приемочных испытаний.

Таблица 1  
Технические характеристики вентиля №1  
по результатам приемочных испытаний

Название характеристики	Фактическое значение
Суммарная негерметичность, л.мкм рт.ст./с	$1,35 \cdot 10^{-5}$
Герметичность посадки клапана, л.мкм рт.ст./с	Направление выход – выход: $1,3 \cdot 10^{-5}$
Гидравлическое сопротивление, кгс/см <sup>2</sup>	0,17
Ресурс, циклов «открытие-закрытие»	> 160
Масса, кг	0,47

Таблица 2  
Технические характеристики вентиля №2  
по результатам приемочных испытаний

Название характеристики	Фактическое значение
Суммарная негерметичность, л.мкм рт.ст./с	$1,9 \cdot 10^{-5}$
Герметичность посадки клапана, л.мкм рт.ст./с	Направление выход – выход: $2,2 \cdot 10^{-5}$ Направление вход – вход: $6,0 \cdot 10^{-5}$
Гидравлическое сопротивление, кгс/см <sup>2</sup>	0,01
Ресурс, циклов «открытие-закрытие»	> 160
Масса, кг	0,54

### Библиографический список

1. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения. Красноярск, Сиб. гос ун-т, 2011. 488 с.
2. Кривов Е. В. Двухфазная система терморегулирования с раскрываемыми холодильниками-излучателями спутника связи с повышенной энерговооруженностью // Молодой ученый. 2011. №1. С. 35 – 39.

# НОВЫЙ МЕТОД КАЛИБРОВКИ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОНТРОЛЯ НАКОПЛЕННОЙ ДОЗЫ ИИ КП

Е. В. Мрозовская<sup>1</sup>, П. А. Зимин<sup>1</sup>, Г. И. Зебрев<sup>2</sup>, П. А. Чубунов<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Филиал АО «ОРКК» – «НИИ КП»,  
<sup>2</sup>НИЯУ МИФИ

**Введение.** При эксплуатации космического аппарата бортовая аппаратура подвергается низкоинтенсивному ионизационному облучению (порядка  $10^{-5}$ – $10^{-2}$  рад/с) [1] и большому перепаду температур (за сутки температура может изменяться на десятки градусов). Влияния жестких условий космического пространства необходимо учитывать при проектировании и использовании бортовой аппаратуры. Датчик Гейгера-Мюллера, датчик Черенкова или датчики на основе ионизационных камер ([2] – [5]) хорошо подходят для задач изучения космического излучения, но плохо – для задач мониторинга набранной дозы бортовой аппаратуры, в виду своей громоздкости (несколько кг), большому потреблению и отличному от бортовой аппаратуры механизму накопления радиационных эффектов. Подобных недостатков лишены датчики на основе МДП-транзисторов ([6] – [8]). Благодаря своей миниатюрности (вес чувствительного элемента без корпуса до 100 грамм), малому потреблению (до 2 Вт), совместимостью с КМОП технологией, такие датчики нашли широкое применение в космической электронике и выполняют сопроводительные функции бортовой аппаратуры.

Информационным параметром МДП-дозиметра является напряжение между объединенными выводами затвора и стока и объединенными выводами истока и подложки (см. рисунок 1).

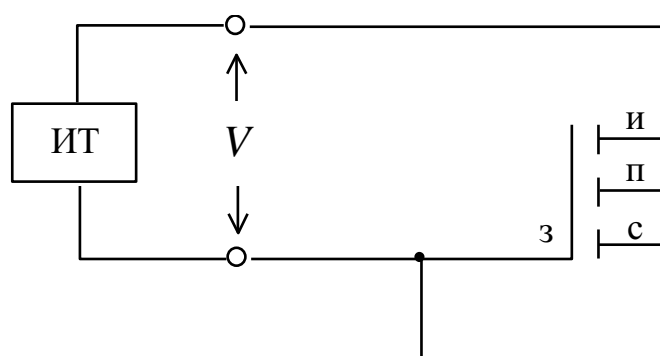


Рисунок 1 – Типичная схема включения *p*-МДПТ при использовании его в качестве детектора поглощенной дозы: ИТ — источник тока

При радиационном облучении транзистора в подзатворном диэлектрике и на границе раздела двух сред накапливается положительный заряд, что приводит к изменению величины информативного параметра. При некоторой величине накопленной дозы информационный параметр достигает своего предельного значения, этой величиной определяется диапазон измерения дозиметра. Наиме-

нее чувствительные элементы имеют наибольший диапазон измерений, и наоборот. Также на информационный параметр влияют электрический режим и условия облучения, такие как температура и мощность дозы.

Перед использованием датчика в реальных условиях проводятся наземные испытания для определения чувствительности прибора. Но в наземных испытаниях невозможно воссоздать радиационные условия космического пространства, так как мощность дозы в космосе слишком мала (порядка  $10^{-5} - 10^{-2}$  рад/с), и чтобы набрать необходимую дозу требуется активно использовать облучающую установку в течение нескольких месяцев или даже лет. Поэтому перед полетом производят ускоренные испытания с мощностью дозы 1 – 10 рад/с, такой подход позволяет сократить время испытаний, но не учитывает эффект низкой интенсивности ([9] – [11]).

Эффект низкой интенсивности в полупроводниковых приборах состоит в том, что при снижении интенсивности ионизирующего излучения происходит усиление деградации характеристик прибора, то есть с уменьшением мощности дозы увеличивается чувствительность дозиметра.

В данной работе, проводилось комплексное моделирование радиационных и температурных эффектов на основе экспериментальных данных, с целью по наземным испытаниям определить чувствительность прибора в космическом пространстве. Разработаны рекомендации по использованию прибора.

**Объект исследования и условия испытаний.** Объектом исследования был выбран датчик дозовых эффектов с чувствительным элементом в виде *p*-МНОП транзистора [12]. Такая конструкция позволяет минимизировать эффекты отжига, поскольку наибольшая чувствительность к дозе такого транзистора достигается при отрицательном напряжении на затворе, при котором влияние релаксации накопленного при облучении заряда минимизируется.

Для повышения точности и диапазона измерения датчика чувствительный элемент содержит три перекрывающиеся диапазона: от 100 до 50 000 рад, от 100 до 400 000 рад, от 100 до 1 000 000 рад. Измерения в каждом диапазоне обеспечиваются парой *p*-МНОП-транзисторов с различными толщинами диэлектрика, что обеспечивает резервирование и возможность усреднять результаты. Топологические параметры каждого из трех используемых типов транзисторов представлены в таблице ниже.

Транзистор	$t_{SiN}$ , нм	$t_{ox}$ , нм	W/L
Тип 1	150±15	500±30	580
Тип 2	150±15	150±15	150
Тип 3	48±5	48±5	53

Для исследования отклика дозиметра при разных условиях облучения, были проведены испытания при разных мощностях дозы (1 рад/с – 100 рад/с) и при разных температурах (-40 °С, +25 °С, +60 °С).



**Результаты моделирования и обработки экспериментальных данных.** Моделирование проводилось в соответствии с ([13] – [16]). Накопление заряда в окисле зависит от двух конкурирующих явлений: генерацией электрон-дырочных пар под воздействием облучения и рекомбинацией электрон-дырочных пар, не успевших разлететься под воздействием электрического поля. Скорость генерации зависит от энергии активации пары (т.е. от температуры,  $T$ ) и мощности облучения,  $P$ . Скорость рекомбинации зависит от концентрации электронов и дырок в окисле (т.е. от скорости генерации) и от скорости их движения к границам окисла (от электрического поля в окисле,  $E_{ox}$ , толщины окисла,  $t_{ox}$ , и температуры). Результат этих двух конкурирующих явлений определяет величину эффективного выхода заряда,  $\eta_{eff}$ , по следующей формуле:

$$\eta_{eff}(P, T, t_{ox}, E_{ox}) = \eta(E_{ox}) \frac{(1 + 4f)^{1/2} - 1}{2f} \quad (1)$$

$$f(E_{ox}, P, T, t_{ox}) \cong \frac{q t_{ox}^2}{6 \varepsilon_{ox} \varepsilon_0 \mu_p E_{ox}^2} \eta(E_{ox}) K_g P \exp\left(\frac{\varepsilon_p}{k_B T}\right) \quad (2)$$

где  $\mu_p$  – подвижность дырок в окисле,  $k_B$  – постоянная Больцмана,  $\varepsilon_p$  – энергия глубины залегания дырочных ловушек и равна примерно 0,39 эВ,  $q$  – заряд электрона,  $K_g \cong 8 \times 10^{12}$  см<sup>-3</sup>/рад – постоянная скорости генерации электрон-дырочных пар в окисле,  $\varepsilon_{ox} \varepsilon_0$  – диэлектрическая проницаемость окисла. Предельный выход заряда  $\eta(E_{ox})$  зависит от электрического поля в окисле  $E_{ox}$ :

$$\eta(E_{ox}) = \eta_0 + \frac{E_{ox}/E_0}{1 + E_{ox}/E_0} (1 - \eta_0) \quad (3)$$

где  $\eta_0 = 0,52$  и  $E_0 = 4,5 \cdot 10^5$  В/см.

Чувствительность  $S = \frac{|\Delta V|}{\Delta D}$  прямо пропорциональна  $\eta_{eff}$ . Зная значения информационного параметра через каждые 5 минут и мощность дозы при облучении, мы получили значения  $\eta_{eff}$  для различных условиях облучения. Так как условия облучения,  $T$  и  $P$ , и толщина окисла,  $t_{ox}$ , известны, единственным неизвестным параметром является электрическое поле в окисле,  $E_{ox}$ . Все сеансы проходили в одном электрическом режиме (при фиксированном токе), поэтому  $E_{ox}$  не изменялось. Найдя по одному значению  $\eta_{eff}$  для сеанса с  $T = +60^\circ C$  и  $P = 2$  рад/с значение  $E_{ox}$ , мы построили по формулам (1) - (3) зависимость  $\eta_{eff}$  от температуры (см. рисунок 2а) и мощности дозы (см. рисунок 2б), и точками отметили экспериментальные значения для соответствующих условий.

Для образцов типа 2 были получены схожие результаты. Для образцов типа 3 подобных эффектов не наблюдается, так как толщина окисла слишком мала, незначительные изменения эффективного выхода заряда при различных условиях облучения меньше погрешности дозиметрии, значение эффективного выхода заряда можно считать постоянным. Хорошее согласование эксперимен-

тальных результатов с теоретической зависимостью делает возможным применение модели для калибровки прибора в наземных испытаниях.

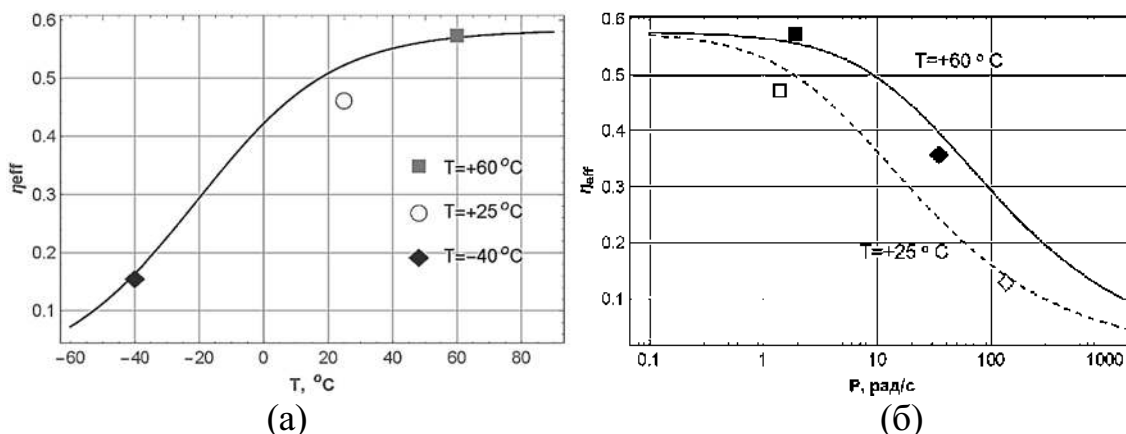


Рисунок 2 – Зависимость эффективного выхода заряда  $\eta_{eff}$  для образцов типа 1 от температуры (а) и мощности дозы (б), построенная через точку с  $T = +60^{\circ}C$  и  $P = 2$   $рад/с$  (зеленый закрашенный квадрат), маркерами указаны экспериментальные значения  $\eta_{eff}$ .

**Рекомендации по использованию прибора.** Как отмечалось ранее мощность дозы в космическом пространстве достигает  $10^{-5}$ - $10^{-2}$   $рад/с$ . При такой мощности дозы эффективный выход заряда  $\eta_{eff}$  (а значит и чувствительность  $S = \frac{|\Delta V|}{\Delta D}$ ) приобретает свое предельное значение  $\eta(E_{ox})$ . На рисунке 3 представлен график зависимости  $\eta_{eff}$  от мощности дозы  $P$  для различных температур.

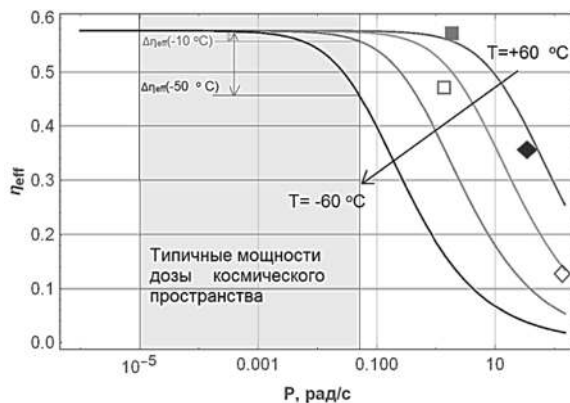


Рисунок 3 – Зависимость эффективного выхода заряда  $\eta_{eff}$  для образцов типа 1 от мощности дозы для различных температур, построенная через точку с  $T = +60^{\circ}C$  и  $P = 2$   $рад/с$  (закрашенный квадрат), маркерами указаны экспериментальные значения  $\eta_{eff}$ .

Во время эксплуатации прибора точная мощность дозы КП неизвестна, и точные значение  $\eta_{eff}$  определить невозможно. Мы предлагаем считать значение  $\eta_{eff}$  равным своему предельному значению, найденному при построении калиб-

ровочной кривой по формулам (1) – (3), и, зная температуру, определять погрешность  $\Delta\eta_{eff}$ , по значению  $\eta_{eff}$  при  $P = 0.05$  рад/с.

**Заключение.** Предложен новый метод для калибровки бортовой аппаратуры контроля накопленной дозы ионизирующего излучения космического пространства, отличающийся тем, что учитывает эффект низкой интенсивности, что позволяет выбирать в качестве чувствительных элементов более чувствительные к дозе МДП-структуры, и тем самым увеличить точность прибора.

Было показано, что в МНОП-структуре есть эффекты низкой интенсивности, и что предложенная модель может их успешно описывать. Полученные данные многое говорят об эффекте низкой интенсивности во всех элементах КМОП-технологии, которые необходимо учитывать при проектировании и эксплуатации.

При получении схожих данных для других МДП-структур, возможно создать новую методику учета дозовых эффектов в КМОП-технологии и расчета времени до функционального отказа бортовой аппаратуры

### Библиографический список

1. Методы расчета радиационных условий работы космических аппаратов и их систем за счет действия заряженных частиц космического пространства естественного происхождения, методическое пособие под ред. Громова О. Г., Лукьященко В. И., Панасюка М. И. ФГУП ЦНИИмаш, 2004
2. Отчет «Анализ гелиогеофизической обстановки на орбите H=20000 км на базе натуральных измерений с целью уточнения радиационных воздействий на БА КА «ГЛОНАСС-К», НИИЯФ МГУ, 2005. 71 с.
3. *F. Bezerra et al*, « CARMEN2/MEX: an In-Flight Laboratory for the Observation of Radiation Effects on Electronic Devices»; RADECS 2011.
4. *F. Bezerra et al*, « CARMEN/MEX Test Board for the Study of Radiation Effects on Electronic Components aboard JASON-2 and SAC-D Satellites»; RADECS 2007.
5. <http://www.ngdc.noaa.gov/stp/satellite/poes/dataaccess.html>.
6. *Мецуров О. В., Танеро К. И., Емельянов В. В.* и др. Дозиметрический контроль на борту космических аппаратов с помощью МДП-дозиметров // Вопросы атомной науки и техники. Сер.: Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2002. Вып. 4. С. 34 – 38.
7. *Мецуров О. В., Емельянов В. В., Танеро К. И.* и др. Полупроводниковые детекторы дозы ионизирующего излучения на основе МНОП-структур // Вопросы атомной науки и техники. Сер.: Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2002. Вып. 3. С. 81 – 84.
8. *Емельянов В. В., Танеро К. И., Мецуров О. В.* и др. Гибридная микросхема для мониторинга дозовых и температурных нагрузок при эксплуатации электронного оборудования на борту космических аппаратов // Вопросы атом-

ной науки и техники. Сер.: Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2003. Вып. 4. С. 30 – 34.

9. Pease, R. L. ELDRS in bipolar linear circuits: a review /R. L. Pease, R. D. Schrimpf, D. M. Fleetwood // IEEE Trans. Nucl. Sci. – 2009. – V. 56, N 6. – P. 1894 – 1908.

10. Trends in the total-dose response of modern bipolar transistors / R. D. Schrimpf, R. L. Pease, R.N. Nowlin, E. W. Enlow, W. E. Combs // IEEE Trans. Nucl. Sci. – V.39. – P. 2026 – 2035. 1992.

11. S. J. Kim, J. Seon, K. W. Min, Y. H. Shin, IEEE, and W. Choe, “Enhanced Low Dose Rate Sensitivity (ELDRS) Observed in RADFET Sensor,” Proceedings of RADECS 2003, The Netherlands, pp. 669 – 671, Sept. 2003

12. Gregory B.L., Sander H.H. Transient Annealing of Defects in Irradiated Silicon Devices // Proc. IEEE. 1970. Vol. 58(9). P. 1328 – 1341

13. Zebrev, G. I., "Modeling and Simulation of the Enhanced Low-Dose-Rate Sensitivity of Thick Isolating Layers In Advanced ICs," Russian Microelectronics 35(3), 177 – 184(2006).

14. G. I. Zebrev, M. S. Gorbunov, “Modeling of Radiation-Induced Leakage and Low Dose-Rate Effects in Thick Edge Isolation of Modern MOSFETs,” IEEE Trans. Nucl. Sci., Vol. 56. No.4, pp. 2230-2236, Aug. 2009.

15. Zebrev, G. I., Pavlov, D. Y. et al, "Radiation Response of Bipolar Transistors at Irradiation Temperatures and Electric Biases: Modeling and Experiment," IEEE Trans. Nucl. Sci. 53(4), 1981 – 1987 (2006).

16. G. I. Zebrev, P. A. Zimin, E. V. Mrozovskaya, V. S. Anashin, P. A. Chubunov, O. V. Meschurov, R. G. Useinov, Combined Electrical, Radiation and Environmental Modeling and Simulation of p-MNOS Based Dosimeter Operation, Nuclear Instruments, 2018.

## **СТУДЕНЧЕСКИЙ СТРАТОСФЕРНЫЙ АППАРАТ «СНЕЖИНКА»**

**С. Н. Польщиков, А. Р. Гатаулина, С. В. Порсева, В. А. Горюнова**

*МГТУ им. Н. Э. Баумана*

Стратосферный аппарат (СА) «Снежинка» создан на базе лаборатории Молодежного Космического Центра (МКЦ) МГТУ им. Н.Э. Баумана. Основная цель создания аппарата – отработка проектных решений, конструкции, узлов, испытание электронных компонентов и устройств для космического применения в составе малых аппаратов, разрабатываемых в лаборатории МКЦ. Сопутствующей целью является обучение студентов навыкам разработки, изготовления и испытания прототипа космического аппарата от этапа идеи проекта до его реализации и летных испытаний.

Задачами «Снежинки» являются:

- проверка работоспособности (отслеживание траектории полета) навигационного GPS-приемника в условиях, приближенных к условиям орбитального полета (нижняя стратосфера до 30 км);
- тестирование радиолинии и протокола обмена данными между аппаратом и наземной станцией;
- проверка алгоритмов работы бортовой аппаратуры, методов сбора и обработки телеметрии. Во время полета аппарат осуществляет фиксацию параметров атмосферы (влажность, давление, температура, напряженность геомагнитного поля), собственную угловую скорость и ускорение,
- фото- и видеосъемка атмосферы и поверхности Земли.
- тестирование, отработка и получение опыта работы с различными электронными устройствами и системами космического назначения в условиях стратосферы.
- осуществления термостатированы с помощью системы из термодатчиков и тепловых резисторов.

Первая версия аппарата была запущена в июле 2018 г. в рамках российского этапа соревнований CanSat. Аппарат доставлялся на высоту 30 км с помощью стратосферного метеозонда в составе связки с другими аппаратами, после чего осуществлял спуск на общей парашютной системе спасения. Аппарат должен был продемонстрировать работу по заданной программе и живучесть в течение всего полета и спуска.

По итогам запуска была создана вторая версия аппарата «Снежинка» с качественной доработкой выявленных проблем. Запуск второго аппарата планируется осуществить в составе дополнительной полезной нагрузки к экспериментальному полету российского путешественника Федора Конюхова в стратосферу на воздушном шаре для установления рекорда высоты летом 2019 г.

УДК 629.78.051

## **УСТРОЙСТВО УПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ КОРРЕКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

**М. В. Поляков, А. А. Богданова**

*<sup>1</sup>АО «Информационные спутниковые системы»  
имени академика М.Ф. Решетнева, г. Железногорск*

**Введение.** Выбор способа установки блоков коррекции на космическом аппарате (КА) является важным этапом в его проектировании. От точности выставки вектора тяги в центр масс зависит дальнейшая работа КА на орбите. Изменение положения центра масс КА в процессе выработки топлива приводит к

увеличению возмущающих моментов, а следовательно к повышению расходов на их компенсацию.

В конструкции рассматриваемых тяжелых КА координаты центра масс (ЦМ) определены в опорной системе координат связанной с плоскостью размещения устройства отделения входящего в модуль служебных систем (МСС). Блоки коррекции (БК) устанавливаются на посадочную поверхность на панелях радиатора модуля полезной нагрузки (МПН). При интеграции МПН с МСС, а также при сборке отдельных модулей могут возникать взаимные неточности расположения деталей. Это может приводить к увеличению отклонения вектора тяги блока коррекции от ЦМ, а, следовательно, к увеличению возмущающих моментов и перерасходу рабочего тела [1]. Для решения этой проблемы предлагается использовать устройства позволяющие изменять наклон БК относительно посадочной плоскости. Это устройство также позволит изменять направление вектора тяги для создания управляющих моментов и разгрузки кинетической энергии маховиков.

Учитывая количество двигателей, их назначение и влияние на другие элементы КА при проектировании принимается решение расположить БК под углами к опорным плоскостям. [2] Общая схема выставки одного из БК (а), внешний вид БК установленного на поворотном устройстве с блоком управления расходом (БУР) (б) приведены на рисунке. 1.

**Описание системы управления тягой.** Разрабатываемая система поворота блока коррекции имеет две угловых степени свободы по двум осям. При смещении центра масс относительно номинального положения производится наклон двигательного блока так, чтобы совместить с ним линию действия тяги. Пересечение взаимоперпендикулярных осей наклона блока образуют точку поворота, которая определяется в пространстве с помощью измерений посадочной плоскости, на которую установлено поворотное устройство. Контроль поворота осуществляется с помощью применения шаговых двигателей и программы управления поворотным устройством. Параметры программы определяются при помощи математической модели изменения углов азимута и местности в зависимости от углов поворота приводов.

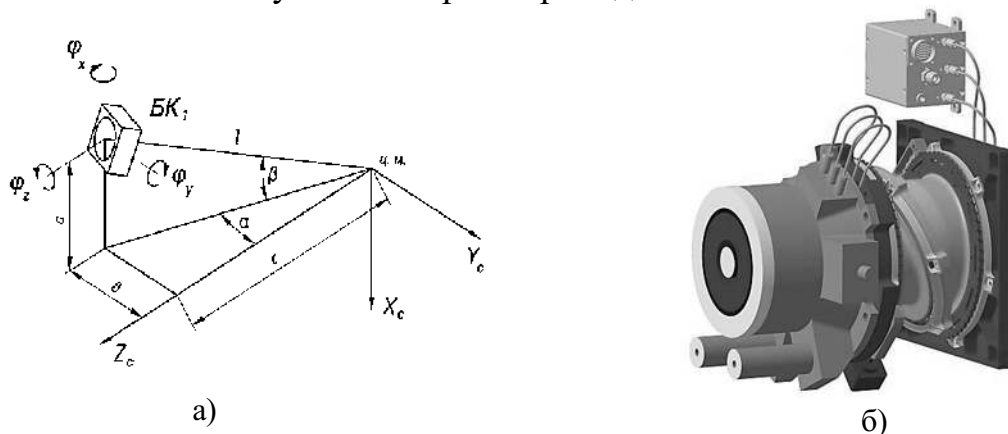


Рисунок 1– Размещение БК на КА: а) схема; б) БК с устройством поворота и блоком управления расходом

### Математическая модель кинематической схемы работы устройства.

Целевые параметры, которые необходимо изменять устройству поворота – это угол азимута ( $\alpha$ ) и угол места ( $\beta$ ). Основным конструктивным параметром устройства это угол наклона ( $\lambda$ ) при максимальной разнице углов поворота приводов. Рассмотрим зависимость угла места от углов поворота приводов ( $\varphi_1$  и  $\varphi_2$ ). Для упрощения примем, что карданная связь верхней и нижней платформы является шарниром равных угловых скоростей, и не зависит от направления наклона (что при малых углах отклонения допустимо и не вносит существенную ошибку). Начальной точкой угла поворота приводов и исходным положением устройства поворота будем считать то состояние, когда верхняя и нижняя платформы параллельны. При этом при одновременном вращении приводов в одну сторону их взаимное положение не изменится. А при одновременном, равноскоростном вращении приводов в разные стороны будет меняться только угол места. Тогда поворот верхнего и нижнего привода будет влиять на угол места через угол разности поворота приводов:

$$\omega = \varphi_1 - \varphi_2; \quad (1)$$

Зависимость угла местности от угла разности поворота приводов может быть представлена в виде таблицы 1, данные для которой получены при моделировании процесса в САПР системе для угла  $\lambda = 90^\circ$ .

Таблица 1

Зависимость угла местности от угла разности поворота приводов

$\omega, ^\circ$	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
$\beta, ^\circ (\lambda = 90^\circ)$	90,0	89,5	88,2	86,1	83,2	79,7	75,5	70,7	65,6	60,0	54,0	47,8	41,4	34,7	27,9	21,0	14,1	7,07	0,00
$\beta, ^\circ (\lambda = 60^\circ)$	60,0	59,7	59,0	57,7	56,0	53,8	51,3	48,3	45,0	41,4	37,4	33,3	28,9	24,4	19,6	14,8	9,96	5,00	0,00
$\beta, ^\circ (\lambda = 20^\circ)$	20,0	19,9	19,6	19,3	18,7	18,1	17,3	16,3	15,2	14,1	12,8	11,4	9,96	8,42	6,81	5,15	3,46	1,73	0,00

По данным таблицы построен график на рис. 2

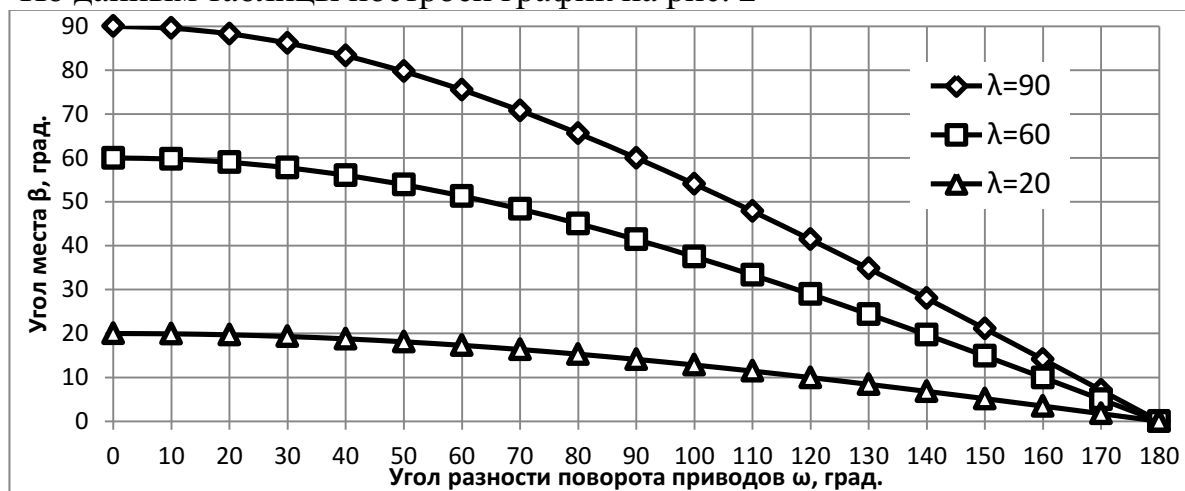


Рисунок 2 – Зависимость угол места от угла разности поворота приводов

Аналитический анализ кинематической схемы работы устройства позволяет определить математическую зависимость угла места от угла разности поворота приводов как следующую функцию: [5]

$$\beta = 180^\circ - \frac{\arccos(\cos \frac{\omega}{2} \cdot \cos \frac{\lambda}{2})}{2};$$

Оценка влияния линейного смещения центра масс на углы поворота блока коррекции, относительно посадочной плоскости, определялась по 3-d модели в системе автоматизированного проектирования (САПР) и с помощью аналитических расчетов с использованием тригонометрических формул. По результатам были построены графики зависимости рассматриваемых величин (рис. 3). Практический опыт изготовления КА показывает, что при малых углах отклонений и линейных смещений, уравнения для определения углов выставки двигателя на посадочной плоскости могут быть приведены к линейному виду.

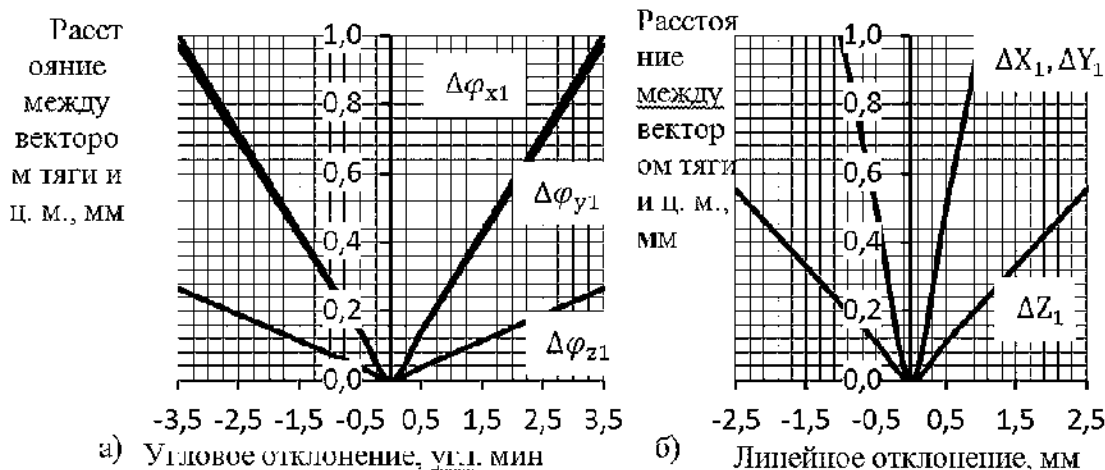


Рисунок 3 – График влияния угловых (а) и линейных (б) погрешностей сборки на отклонение вектора тяги от номинального положения

Эти зависимости могут быть представлены в виде системы линейных уравнений:

$$\begin{pmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} & A_{14} & A_{15} & A_{16} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} & A_{24} & A_{25} & A_{26} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta X_1 \\ \Delta Y_1 \\ \Delta Z_1 \\ \Delta \varphi_{x1} \\ \Delta \varphi_{y1} \\ \Delta \varphi_{z1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \alpha_1 \\ \beta_1 \end{pmatrix};$$

В данной формуле наклон поверхности установки каждого блока коррекции относительно базовой плоскости вокруг оси ОХ обозначен как  $\Delta \varphi_{x1}, \dots, \Delta \varphi_{xn}$ , аналогично и для осей ОУ и ОZ. Матрица коэффициентов А зависит от конструктивных параметров. Координаты по каждой из осей:  $\Delta X_1, \dots, \Delta X_n$  и т. д. Соответственно рассчитываемые углы поворота –  $\alpha_n, \beta_n$  для n-го блока.



**Результаты.** В результате проделанной работы разработана конструкция поворотного устройства, определена кинематика движения поворотной платформы. В процессе расчетов всех возможных отклонений на углы наклона блоков коррекции относительно посадочной плоскости были определена матрица коэффициентов влияния. В табл. 1 приведены коэффициенты (матрица А) для расчета углов наклона блоков коррекции относительно базового положения вида (а) рис. 1.

По результатам анализа коэффициентов влияния можно сделать вывод, что не все параметры отклонения посадочной плоскости критически влияют на конечный результат, следовательно, некоторыми из них можно пренебречь, чтобы не усложнять расчеты и не измерять параметры отклонений.

Таблица 2

Коэффициенты влияния линейных и угловых отклонений на углы наклона блоков относительно номинального положения для блока с начальными параметрами  $\alpha = 12^\circ$ ,  $\beta = 16^\circ$  и  $c = 912\text{мм}$

	$\Delta X_0$	$\Delta Y_0$	$\Delta Z_0$	$\Delta \varphi_x$	$\Delta \varphi_y$	$\Delta \varphi_z$
$\alpha_1$	<b>0,452(45%)</b>	0,0 (0%)	<b>-0,287 (29%)</b>	0,017 (2%)	<b>-0,287 (28%)</b>	0,059 (6%)
$\beta_1$	0,0(0%)	<b>0,514 (51%)</b>	<b>0,221 (22%)</b>	<b>-0,278 (28%)</b>	0,017 (2%)	0,076 (8%)

### Библиографический список

1. Чеботарев В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения. Красноярск: СибГАУ, 2011. С 253 – 299.
2. Храмов А. А., Ишков С. А. Расчет маневров коррекции слабоэллиптических и круговых орбит с двигателем малой и конечной тяги // Известия Самарского научного центра РАН. 2002. Т.4. №1. С. 144 – 152.
3. Turner, M. Rocket and Spacecraft Propulsion. Department of Physics and Astronomy University of Leicester, Leicester UK, 2009. P 165 – 217.
4. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 338 с.
5. Беклемишев Д. В. Курс аналитической геометрии и линейной алгебры: учебник для вузов. М.: Наука, 1987. С. 136 – 187.

## РАЗРАБОТКА МЕТОДА РАСЧЕТА И СОЗДАНИЕ ВИХРЕВОГО СТРУЙНОГО УСТРОЙСТВА ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ПОТОКОМ ГАЗА

А. Ю. Усс, А. В. Чернышев

*МГТУ им. Н.Э. Баумана*

Запорно-регулирующие устройства (ЗРУ) во многом определяют надежность и безотказность работы пневмогидравлических систем, в составе которых они функционируют. Прежде всего, это объясняется наличием подвижных элементов, движущихся с большими скоростями и соударяющихся с деталями и узлами конструкции. Подвижные элементы ЗРУ подвержены воздействию нелинейных газостатических и газодинамических нагрузок, что в совокупности с действием сил со стороны упругих элементов часто вводит их в режим автоколебаний. Кроме того, такие элементы ЗРУ, как клапанные узлы, находятся во взаимодействии со скоростным потоком рабочего тела, под воздействием которого возможно частичное, а в некоторых случаях полное разрушение уплотнительного элемента. Высота подъема клапанного узла в ЗРУ в процессе регулирования выходного давления или расхода газа может находиться в диапазоне от нескольких микрон до нескольких десятых долей миллиметра, что вызывает необходимость высокой степени очистки рабочего тела.

Область применения регуляторов чрезвычайно широка: системы трубопроводов для транспортировки сжатого газа, ракетная промышленность а также испытательные стенды и аэродинамические трубы.

Повысить надежность работы ЗРУ можно за счет создания конструкций без подвижных элементов, принцип работы которых основан исключительно на аэрогидродинамических эффектах с использованием вихревого течения газа. Вихревые регуляторы давления газа могут функционировать при работе с высокотемпературными и загрязненными газами.

В работе рассмотрены области применения вихревых регуляторов и текущее состояние вопроса по использованию и разработке таких устройств, проведен патентный обзор и обзор научно-технической литературы, рассмотрены системы автоматического регулирования с использованием вихревого регулятора давления:

- система наддува газа в топливные баки ЖРД,
- система управления вектором тяги ЖРД,
- система впрыска топлива в ЖРД и др.

Однако большинство рассмотренных конструктивных схем вихревых регуляторов давления так и не было доведено до широкого практического применения в связи с отсутствием отлаженных алгоритмов расчета их рабочих процессов. Разработана математическая модель рабочих процессов в проточной поло-

сти вихревого регулятора давления. На основе проведенного анализа и предварительного численного расчета течения газа в рабочей полости регулятора разработана новая конструкция вихревого регулятора давления газа с сосредоточенной подачей питающего и управляющего потока рабочей среды. С применением аддитивных технологий изготовлен экспериментальный образец устройства. На базе разработанного стенда для проведения испытаний вихревого регулятора проведен ряд экспериментов. Результаты экспериментальных исследований подтвердили адекватность созданной математической модели. Проведены численные исследования и разработана конструкция вихревого регулятора с распределенной подачей, и с возможностью управления закруткой питающего и управляющего потока рабочей среды.

### **Библиографический список**

1. *Залманзон Л. А.* Теория элементов пневмоники. М.: Наука, 1969, 508с.
2. *Лебедев И. В., Трескунов С. Л., Яковенко В. С.* Элементы струйной автоматики. М: Машиностроение, 1973. С. 289 – 314.
3. *Бугаенко В. Ф.* Пневмоавтоматика ракетно-космических систем. М: Машиностроение, 1979. 168 с.
4. *A.Yu. Uss, A.V. Chernyshev.* The Development of the Vortex Gas Pressure Regulator. – *Procedia Engineering* , 2016. v.152. pp. 380 – 388

## **СИСТЕМА ДЕОРБИТИНГА НАНОСПУТНИКОВ СТАНДАРТА CUBESAT С НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ**

**А. Д. Юдин**

*АО НПО Лавочкина (Химки)*

Проблема космического мусора с каждым годом становится все более актуальной. Космический мусор определяется как все находящиеся на околоземной орбите или возвращающиеся в атмосферу антропогенные объекты, включая их фрагменты и элементы, которые являются нефункциональными.

Свод Руководящих принципов предупреждения образования космического мусора, который был разработан Межагентским координационным комитетом по космическому мусору (МККМ), отражает основополагающие элементы существующей совокупности практики, стандартов, кодексов и руководств по этому вопросу, разработанных рядом национальных и международных организаций. Согласно руководящему принципу 6 «Ограничение длительного существования космических аппаратов и орбитальных ступеней ракет-носителей в районе низкой околоземной орбиты (НОО) после завершения их программы полета» космические аппараты и орбитальные ступени ракет-

носителей, которые завершили свои полетные операции на орбитах, проходящих через район НОО, должны быть уведены с орбиты контролируемым образом.

Особенно актуальна эта проблема для малых космических аппаратов (КА). Число выводимых на околоземные орбиты малых КА растет лавинообразно. Типичный пример таких аппаратов – наноспутники CubeSat. Они состоят из одного или нескольких стандартизованных блоков (юнитов) в виде кубика со стороной 10 см и массой около 1 кг. Около 500 запусков наноспутников CubeSat прогнозируется ежегодно.

Основной целью работы является разработка технологий «деорбитинга» – увода исчерпавших ресурс малых КА с орбиты. На примере наноспутников CubeSat было разработано устройство увода с околоземных орбит. Методом увода было выбрано торможения объектов под действием аэродинамических сил со стороны набегающего газового потока, исходя из сравнительно невысокой сложности конструкции и низкой стоимости. Форм-фактора устройства аэродинамического торможения – стандартный модуль CubeSat объемом 1U.

Модуль с устройством аэродинамического торможения (УАТ) КА представляет собой автономную унифицированную секцию спутника, которая содержит оболочку с соответствующим оборудованием, и установленная со стороны противоположной к модулю содержащий антенно-фидерную систему для развертывания тормозной оболочки. Оболочка выполнена из легкого прочного материала, например из тонкой металлизированной полиимидной пленки, которая защищена от влияния атомарного кислорода и ультрафиолетового излучения. Раскрытие тормозного элемента из транспортного положения достигается за счет остаточного газа при открытии герметичной капсулы, придавая оболочке сферическую или эллипсоидальную форму. Требуемое поперечное набегающему потоку сечение, обеспечивающее самоориентирование спутника в потоке только в одном направлении и устойчивый, без колебаний полет до входа в плотные слои атмосферы Земли. Торможение спускаемого аппарата для схода с орбиты и перехода на траекторию снижения его в плотной атмосфере осуществляют только за счет аэродинамической силы.

Также в рамках работы был проведен анализ потребностей в УАТ исходя из прогноза запусков наноспутников, определению целевых орбит применения и оценки времени спуска для разных случаев и разработаны предложения по технологии изготовления УАТ.

Для эффективности технологий деорбитинга малых КА необходимо сформировать концепцию стратегии России в области мониторинга и борьбы с космическим мусором, которая будет предусмотреть обязательство оснащать наноспутники системой увода с орбиты после окончания срока эксплуатации или выхода из строя.

# **РАЗРАБОТКА ПЬЕЗОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ ВИБРАЦИИ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ НА ОСНОВЕ ИНТЕГРИРОВАННЫХ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ И ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ ПЬЕЗОКЕРАМИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СРЕДСТВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

**В. В. Янчич, А. В. Нагаенко, А. Ю. Малыхин**

*Южный федеральный университет*

Пьезоэлектрические датчики вибрации (ПДВ) широко применяются в информационно-измерительных системах контроля, управления и диагностики сложных объектов ракетно-космической и других видов техники. Однако их метрологические и эксплуатационные характеристики далеко не всегда удовлетворяют постоянно растущим требованиям. В этой связи актуальной задачей является поиск пути эффективного совершенствования ПДВ, с целью улучшения их основных метрологических и эксплуатационных характеристик, а также расширения функциональных возможностей.

Учитывая, что свойства ПДВ определяются не только их конструктивными особенностями, но и параметрами используемого пьезокерамического материала (ПКМ), проведен комплекс исследований и разработок по созданию специальных конструкций датчиков на основе интегрированных многофункциональных преобразователей (ИМФП), новых ПКМ с заданными параметрами и технологий их изготовления.

ИМФП, выполненные на основе ПКМ, представляют собой блок с образованными в нем основными и дополнительными функциональными элементами или зонами, связанными, соответственно, с формированием измерительных сигналов и улучшением метрологических характеристик. При реализации функциональных зон наряду с конструктивными решениями используются особые свойства ПКМ, в том числе анизотропия сегнето-пьезоэлектрических свойств, нелинейность их характеристик от внешних воздействий, зависимость параметров от технологических приемов и режимов.

Применение ИМФП, особенно в сочетании со встроенными в датчик или внешними обрабатывающими электронными устройствами, обеспечивает широкие возможности, недоступные для обычных преобразователей.

При разработке новых ПКМ и технологий их производства основное внимание было направлено на повышение эффективности преобразования, прогнозируемое управление параметрами и достижение их минимального разброса при серийном производстве. Для этого на основе проведенных исследований разработаны современные технологии с использованием ультра- и нанодисперсных порошков, а также специальная технология «химической сборки» [1–4]. Это дало возможность получить ряд перспективных ПКМ различного

назначения с экстремально высокими значениями параметров: относительной диэлектрической проницаемости до 4800, пьезомодуля ( $d_{33}$ ) до 800 пКл/Н, коэффициента электромеханической связи до 0,7, удельной чувствительности ( $g_{33}$ ) до 50. Разработанные технологии позволяют получать ПКМ с различной микроструктурой, что позволяет управлять их свойствами, а также повысить температурную стабильность в 4–5 раз.

На базе новых ИМФП и ПКМ разработаны макетные и опытные образцы ПДВ со следующими свойствами:

- с компенсацией температурной погрешности (до 4–6 раз) в комплекте со специальным предварительным согласующим зарядовым усилителем;
- с функцией самокалибровки с погрешностью не более 2 %;
- трехкоординатные с общим центром чувствительности, в том числе с компенсацией температурной погрешности;
- двухпараметровый (с одновременным измерением поступательного и углового ускорений);
- с функцией расширения (в 1,6–2,3 раза) рабочего диапазона частот;
- с двумя динамическими и частотными диапазонами.
- с активной компенсацией погрешности (до 60 раз), вызванной воздействием деформаций со стороны контролируемого объекта [5].

Найденные пути дальнейшего эффективного совершенствования ПКМ и датчиков-преобразующей аппаратуры на их основе создают новые возможности развития средств контроля, управления и диагностики сложных технических и технологических объектов.

### Библиографический список

1. Патент РФ № 2532440. Способ приготовления шихты для получения пьезокерамического материала / С. Н. Свирская, М. А. Мараховский, А. В. Нагаенко, Л. А. Дыкина. Оpubл. 10.11.2014. Бюл. № 31.
2. Патент РФ № 2604359. Композиционный пьезокерамический материал / А. А. Нестеров, А. Е. Панич, А. А. Панич, А. В. Нагаенко. Оpubл. 10.12.2016. Бюл. № 34.
3. Патент РФ № 2612174. Способ изготовления пьезокерамических материалов из нано- или ультрадисперсных порошков фаз кислородно-октаэдрического типа / А. А. Нестеров, А. Е. Панич, А. А. Панич, А. В. Нагаенко. Оpubл. 02.03.2017. Бюл. № 7.
4. Патент РФ № 2633935. Способ получения пьезокерамического материала на основе цирконата-титаната свинца / С. Н. Свирская, А. В. Нагаенко, Е. В. Карюков, А. А. Панич. Оpubл. 19.10.2017. Бюл. № 29.
5. Патент РФ № 2627571. Пьезоэлектрический акселерометр / В. В. Янчич, А. Е. Панич. Оpubл. 08.08.2017. Бюл. № 22.

**СЕКЦИЯ 2 – СИСТЕМНЫЕ И ПРОЕКТНО-  
КОНСТРУКТОРСКИЕ РЕШЕНИЯ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ  
И РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ. СИСТЕМНЫЕ И ПРОЕКТНО-  
КОНСТРУКТОРСКИЕ РЕШЕНИЯ НАЗЕМНОЙ  
КОСМИЧЕСКОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ**

УДК 621.5-52

**СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДИКИ НАПОЛНЕНИЯ  
ПОЛОСТЕЙ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ  
ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ПНЕВМОВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЙ**

**А. Р. Алиев, А. В. Медведев**

*КБ «Арматура» – филиал АО «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева»*

Надежность изделий ракетно-космической техники (РКТ) напрямую зависит от качества проводимых испытаний. Одним из наиболее ответственных и ресурсозатратных этапов предпусковой подготовки изделий РКТ являются испытания на герметичность. В настоящее время существует множество методов контроля как локальной, так и суммарной негерметичности изделий РКТ. На технических позициях космодромов для готовых изделий наиболее применим масс-спектрометрический метод контроля негерметичности в вакуумной камере. В ходе таких испытаний изделие помещают в вакуумную камеру, из камеры откачивают воздух, полость изделия наполняют контрольным газом (или смесью газов) и по интенсивности утечки газа в объем камеры судят о герметичности изделия. Наиболее ответственная операция при этом – наполнение полости контрольным газом. Дросселирование газа в замкнутую полость сопровождается не только ростом давления, но и ростом температуры газа в полости. Поэтому часто контрольный газ в полость подает с перерывами (выдержками) для охлаждения газа за счет теплообмена с внутренней поверхностью полости, равномерного распределения температуры по материалу изделия и стабилизации давления газа в полости [1, 2]. Такой способ наполнения можно считать типовым, но он характерен для ручного регулирования процесса, отличается значительными затратами времени и высокой трудоемкостью. Совершенствование способа наполнения и автоматизация процесса наполнения направлены на сокращение длительности и трудоемкости операции наполнения изделий контрольным газом.

Анализ процессов, протекающих при наполнении полостей газом, показал, что процесс наполнения полости газом включает в себя два параллельных, взаимно влияющих друг на друга процесса. Первый процесс – заполнение полости газом общей массой  $m_k$  ко времени  $t_k$ , второй – отвод теплоты от газа в количестве  $Q_\Sigma$  также ко времени  $t_k$ , причем в каждый момент времени, отведенное до этого количество теплоты должно быть достаточным, чтобы температура и

давление газа в полости не превысили максимальных допустимых значений  $T_{\max}$  и  $p_{\max}$  [3, 4].

В работе представлена математическая модель, описывающая процесс наполнения, ставшая основой для построения цифровой математической модели в отечественном программном продукте SimInTech. Серия численных экспериментов подтвердила справедливость сделанных выводов и помогла выявить «узкие места», способствующие увеличению временных затрат на процесс наполнения полостей изделий РКТ при пневмовакуумных испытаниях, и определить направление по их устранению.

С целью уменьшения времени наполнения полостей изделий был разработан новый способ наполнения емкостей сжатым газом. Суть способа заключается в том, что после достижения допустимого значения температуры процесс наполнения не прекращается, а продолжается с расходом, регулируемым по величине отклонения между текущим и максимально допустимым значением температуры газа в полости. При этом температура газа в полости автоматически стабилизируется на постоянном уровне. Такая стабилизация температуры газа в полости обеспечивает максимальную разницу температур между газом и материалом полости, а, следовательно, максимальную интенсивность теплообмена. Результатом этого является существенное уменьшение времени наполнения. На предложенный способ наполнения оформлена заявка на изобретение.

Результаты серии численных экспериментов подтвердили работоспособность и эффективность нового способа наполнения изделий сжатым газом. Время наполнения полостей изделия при проведении пневмовакуумных испытаниях, учитывая все предъявляемые к процессу наполнения требования и ограничения, при реализации нового способа сокращается: для рассмотренного в работе примера – в 1,6 раза. Данный эффект получен за счет интенсификации теплообмена контрольного газа с материалом стенок наполняемой полости. Помимо существенного ускорения процесса наполнения, предложенный способ исключает значительные колебания температуры газа в полости и напряжений внутри материала изделия, снижает время и трудоемкость процесса наполнения [3, 4].

Разработанный способ наполнения емкостей сжатым газом лег в основу методики наполнения полостей изделий РКТ при проведении пневмовакуумных испытаний. Дополнительно проведенный анализ отечественных и зарубежных патентов и публикаций по тематике исследований показал, что предложенные методика и способ наполнения могут быть востребованы при формировании технологии проведения испытаний на герметичность изделий химического и нефтегазового машиностроения, холодильной, авиационной техники, а также в тех отраслях, где требуется наполнение емкостей сжатым газом до требуемого давления при ограничениях по температуре, например, при заполнении баков транспортных средств топливом в виде сжатого газа. Таким образом, разработанная методика наполнения может быть широко востребована в различных отраслях промышленности. Результаты работы планируется использовать при разработке новых систем газоснабжения, предназначенных для наполнения из-



делий РКТ сжатым газом во время проверках степени их герметичности при пневмовакуумных испытаниях.

### **Библиографический список**

1. Patent application CA 2849542 A1 Canada, F17C 5/06, F17C 13/02. Method and system for temperature-controlled gas dispensing / Cohen J.P.
2. А. С. 744186 СССР, F17C 5/06. Способ наполнения сосуда сжатым газом / Гуляев А. И.
3. *Алиев А. Р., Медведев А. В., Халатов Е. М.* Синтез алгоритма наполнения полостей контрольным газом при испытаниях на герметичность // Химическое и нефтегазовое машиностроение. 2018. №12. С. 28 – 32.
4. *Aliev A. R., Medvedev A. V., Khalatov E. M.* Synthesis of Algorithm for Filling Cavities with a Control Gas in Leakage Testing of Article. Chemical and Petroleum Engineering, 2019, Vol. 54, Nos. 11–12, 910-918. URL: <https://doi.org/10.1007/s10556-019-00571-3>.

УДК 53.072

## **РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРОВЕДЕНИЯ ТРЕХМЕРНОГО КОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕЧЕНИЯ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ В ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ТРАКТАХ ВЫСОТНЫХ СТЕНДОВ ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ ЖРД**

**М. В. Бондарева**

*Акционерное общество «Конструкторское бюро химавтоматики», г. Воронеж*

В процессе разработки жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) важнейшим этапом является их наземная экспериментальная обработка, в ходе которой подтверждается работоспособность и надежность как отдельных узлов и элементов, так и изделия в целом. При этом в максимальной степени должны быть воспроизведены рабочие параметры двигателя и объектовые условия применения. Моделирование высотных условий на Земле является сложной задачей. Применение методов имитационного компьютерного 3D моделирования позволяет на этапе проектирования проводить комплекс расчетов по оценке эффективности создаваемых агрегатов и в значительной степени сокращать их сроки разработки.

Высотное сопло в земных условиях работает с большим перерасширением, так как расчетная величина давления газа у стенки сопла в выходном сечении составляет менее 0,1 кгс/см<sup>2</sup>. Поэтому при испытании камеры в земных условиях без ГДТ в составе двигателя у стенки сопла в скачке уплотнения происходит повышение давления, что приводит к отрыву газового потока от стенки сопла и

образованию зоны обратных токов (рис.1). Расположение точек отрыва потока от стенки сопла, полученное при компьютерном моделировании на различных режимах и экспериментально отличается менее чем на 5 %.



Рисунок 1 – Поле чисел Маха в профилированном сопле при земных испытаниях

Для испытаний с имитацией высотных условий в составе испытательных стендов используются цилиндрические или профилированные диффузоры, газодинамические тракты (ГДТ) и эжекторные системы. Применение конических насадков с малым углом раскрытия дает возможность испытания высотного сопла в земных условиях и обеспечивает безотрывное течение потока (Рис.2). Однако при этом невозможно достоверно оценить тягу двигателя и работу системы охлаждения сопла в связи с изменением его профиля.



Рисунок 1 – Поле чисел Маха в профилированном сопле с коническим насадком

Полного воспроизведения условий истечения продуктов сгорания в вакуум применяемые выхлопные тракты не обеспечивают, однако позволяют в определенных пределах создавать требуемое разрежение в области среза сопла, тем самым создавая условия безотрывного сверхзвукового течения в сопле большой степени расширения. Современные тенденции развития методов численного моделирования позволяют существенно расширить возможности проектирования испытательного оборудования.

Для определения давления запуска и останова сопла проводится нестационарный расчет с постепенным, ступенчатым повышением (понижением) давления в камере сгорания. На каждом шаге расчет длится до тех пор, пока картина течения в расчетной области не будет изменяться. Запуск ГДТ происходит при

установлении в сопле двигателя безотрывного течения, срыв – при появлении скачка уплотнения на стенке ГДТ.

Для определения нагрузок на силовые элементы стенда был проведен расчет тяги камеры двигателя на запуске при испытании с ГДТ в земных условиях. Тяга камеры, создаваемая давлением газов на внутренние стенки камеры сгорания, дозвуковой и сверхзвуковой части сопла, определялась по результатам газодинамических расчетов. При проведении компьютерного моделирования запуска сопла, работающего совместно с ГДТ, есть возможность решения задачи в различных постановках (давление в камере сгорания может быть постоянным, изменяться линейно, по указанному закону или кусочно-гладко в зависимости от времени). Получено, что для более точного определения нагрузок на силовые элементы стенда и тяги камеры на запуске необходимо задавать изменение давления в камере сгорания согласно циклограмме запуска и проводить нестационарный расчет не менее 5 – 7 с. Это позволит избежать забросов по тяге камеры, возникающих при моделировании из-за образования ударных волн.

Все полученные результаты компьютерного моделирования подтверждены экспериментальными данными. Максимальная разница между полученными значениями составляет 10%.

Разработанная методика компьютерного моделирования позволяет проводить расчет течения газа в газодинамических трактах высотных стендов. Показано, что численное моделирование в программном комплексе ANSYS позволяет проводить весь комплекс расчетов газодинамических трактов высотных стендов и проводить их оптимизацию с достаточной для практических расчетов точностью. Проведение компьютерного моделирования позволяет в значительной степени сократить сроки разработки и число натурных испытаний, что существенно упрощает и удешевляет процесс создания газодинамических трактов.

УДК 681.78

## **РАЗРАБОТКА МНОГОСПЕКТРАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ СЛЕЖЕНИЯ**

**А. А. Голицын, Н. А. Сейфи**

*Филиал Института физики полупроводников им. А. В. Ржанова СО РАН  
«КТИПМ»*

*Новосибирский государственный технический университет*

В работе ставилась задача по созданию оптико-электронного комплекса, предназначенного для обеспечения видимости в круглосуточных условиях и в условиях недостаточной видимости. Так как для этих целей подходящим решением является наблюдение в разных спектральных диапазонах, было принято решение об использовании нескольких визирных каналов с комплексированием

наблюдаемых ими изображений в одно целое непосредственно перед демонстрацией итогового изображения оператору.

Объединение и одновременная демонстрация нескольких разноспектральных изображений дает единую, быстро воспринимаемую картину наблюдаемого пространства, что позволяет с большей вероятностью и достоверностью обнаруживать и распознавать цели различного характера. Например, нередки ситуации, когда наблюдаемый объект лучше всего виден в тепловом диапазоне, но в этом диапазоне не видны детали фона или иные объекты, которые хорошо видны в видимой области спектра. Тогда возникает ситуация, что либо объект не виден, либо виден, но без привязки к конкретному месту на местности.

В состав разрабатываемой многоспектральной системы слежения входит несколько визирных каналов – видимого спектра, ближнего инфракрасного (ИК) диапазона до 1,5 мкм и дальнего ИК диапазона 8–14 мкм. Для каждого из них был спроектирован свой входной объектив, а также разработаны электронные модули управления соответствующими фотоприемными устройствами. Дополнительно был разработан процессор изображений, осуществляющий прием видео-поток в реальном времени, обеспечивающий преобразование наблюдаемых изображений по заданным алгоритмам, а затем осуществляющий комплексирование изображений в едином поле зрения. Оператор на экране при этом видит изображение так, как будто наблюдает его со всех трех каналов одновременно через один и тот же объектив.

Система является универсальной и расширяемой. При необходимости аналогичным образом в нее может быть интегрирован визирный канал ультрафиолетового диапазона или иного, например, ИК в области спектра 3–5 мкм.

Перспективы использования многоспектрального прибора наблюдения – мониторинг территории режимных объектов, охрана государственной границы, проведение поисковых и спасательных операций, сопровождение посадки пилотируемого или грузового космического модуля, поиск фрагментов космических аппаратов или носителей.

## **МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ХАРАКТЕРИСТИК НАДЕЖНОСТИ КА С ДЛИТЕЛЬНЫМ СРОКОМ АКТИВНОГО СУЩЕСТВОВАНИЯ НА ЭТАПЕ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ**

**В. А. Бабук, Т. Д. Дарсания**

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»  
им. Д. Ф. Устинова*

Настоящая работа посвящена разработке и анализу методов оценки основных характеристик надежности космических аппаратов (КА) с длительным сроком активного существования по результатам летных испытаний, для кото-

рых характерно наличие сравнительно малого объема экспериментальных данных. Предложено использование информации об аппаратах как закончивших свое функционирование, так продолжающих выполнять свои функции.

Рассмотрены два подхода, в основе которых лежат модели «отказ – успех» и «нагрузка – прочность».

В рамках первого подхода для аппаратов, которые не прекратили свое существование на данный момент, осуществляется моделирование оставшегося времени работы ( $T_{ост}$ ). Многократная имитация приводит к возможности определения функций распределения параметров точечных и интервальных оценок искомых характеристик надежности, что в конечном итоге позволяет найти соответствующие оценки для аппарата. Для моделирования  $T_{ост}$  были использованы закон равномерной плотности и экспоненциальный закон, при этом было учтено наличие ограничения на данное время, связанное количеством расходных материалов.

При использовании второго подхода задается закон распределения времени безотказной работы ( $T_p$ ). Оценки параметров этого закона находятся при использовании метода максимального правдоподобия. Они позволяют найти оценки характеристик надежности. Для проведения расчетов для  $T_p$  в качестве базового был выбран трансформированный экспоненциальный закон распределения времени безотказной работы КА при ограничении максимального времени работы.

Разработанные методы были использованы применительно к КА «Глонасс-М», для которого характерно наличие сравнительно большого объема экспериментальной информации (информация о результатах эксплуатации 42 аппаратов) [1].

Выполненный анализ позволил установить, что наибольшей точностью отличаются результаты, полученные в рамках использования второго подхода. Кроме того, существуют основания полагать, что эти результаты находятся в соответствии с экспериментальными данными. Таким образом, сформулирован вывод, в соответствии с которым создание методики оценки характеристик надежности должно базироваться при использовании второго подхода и принятии для времени безотказной работы трансформированного экспоненциального закона распределения.

### **Библиографический список**

1. Состояние ОГ [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://www.glonass-iac.ru/GLONASS/>.

## ИССЛЕДОВАНИЕ И РАЗРАБОТКА УСТРОЙСТВ ДИСТАНЦИОННОГО ТЕЛЕУПРАВЛЕНИЯ АНТРОПОМОРФНЫМИ РОБОТАМИ КОСМИЧЕСКОГО ИСПОЛНЕНИЯ

С. И. Волковский, И. Г. Жиденко, М. Р. Иксанов, Д. А. Кувшинов

*Акционерное общество «Научно-производственное объединение  
«Андроидная техника»*

Работа направлена на решение проблем управления антропоморфными робототехническими комплексами, располагающимися на внешней поверхности орбитальных станций и на поверхности Луны, предназначенные для выполнения работ в режиме копирующего и супервизорного управления с Земли (ЦУП) либо внутренних помещений орбитальных и напланетных станций.

Целью работы является разработка макетного образца программно-аппаратного комплекса (далее ПАК) телеуправляемой антропоморфной робототехнической системы (АРТС) для проведения экспериментальных исследований по ее применению для поддержки внекорабельной деятельности космонавтов.

К задачам работы относятся:

- моделирование действующего макета антропоморфного захвата АРТС с 15 степенями подвижности, обеспечивающего выполнении технологических операций, выполняемых космонавтом в перчатках скафандра.
- разработка ПАК отображения силового взаимодействия звеньев захвата оператору;
- разработка методики и проведение экспериментальных исследований отработки технологий операционной поддержки деятельности космонавтов вне гермоотсеков РС МКС в части выполнения операций, представленных в таблице №1, и взаимодействия антропоморфного захвата с инструментами из штатного набора для внекорабельной деятельности космонавтов;
- проведение экспериментальных исследований отработки технологий операционной поддержки деятельности космонавтов вне гермоотсеков РС МКС;

Материальная часть макетного образца состоит из антропоморфного робота (далее АР) и задающего устройства копирующего типа (далее ЗУКТ). Общий вид АР и ЗУКТ представлен на рис. 1.

АР является электромеханическим манипуляционным устройством, обладающим возможностью выполнять различные действия с объектами человеческой инфраструктуры, в том числе действия, связанные с тонкой моторикой составных частей хватных устройств (аналогов пальцев рук человека). АР представляет собой торсовую антропоморфную платформу, состоящую из следующих модулей: модуль опорный, модуль торсовый, головной блок телекамер, двух модулей манипуляторных и двух хватных устройств.

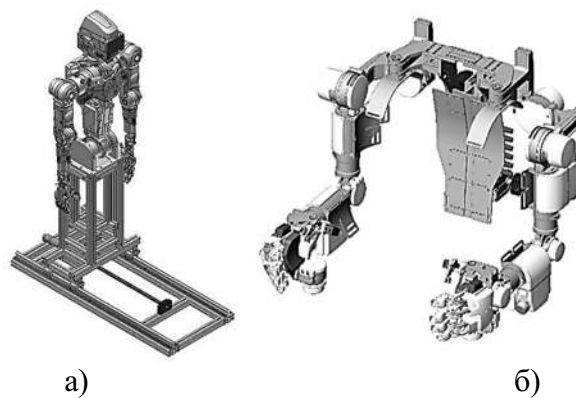


Рисунок 1 – Общий вид ПАК АРТС: а) АР, б) ЗУКТ

Принцип действия АР основан на преобразовании электрической энергии в управляемые движения исполнительных звеньев посредством приводных устройств.

АР обладает следующими метрическими характеристиками: ДШВ – 1200x602x1200(1760) мм (высота платформы варьируется при помощи не приводного ГЦ, установленного в опорном модуле АР). Общая масса АР (с учетом опорного модуля) 106,32 кг.

Общее количество степеней подвижности АР – 15 (без учета захватных модулей). Степени подвижности распределяются по АР следующим образом:

- модуль опорный обладает двумя степенями подвижности;
- модуль корпусной обладает двумя степенями подвижности;
- модули манипуляторные обладают четырьмя степенями подвижностей, каждый;
- головной блок телекамер оснащен тремя степенями подвижностей.

Система управления ЗУКТ – это задающее устройство с обратной связью, позволяющее обеспечить управление АРТС. ЗУКТ обеспечивает регистрацию углов относительного поворота и передачу/снятие усилий в суставах руки и пальцев оператора. Конструктивно ЗУКТ автономно. Оно размещается непосредственно на руках оператора и позволяет ему совершать перемещения, не ограниченные элементами крепления и конструкции. Однако, автономное энергетическое обеспечение имеет ограниченный ресурс работы, зависящей от режима работы оператора и степени разгрузки/передачи усилия приводами.

ЗУКТ имеет максимальное приближение положения кинематических пар к пространственному положению суставов оператора. Однако, в связи с изменением положения, при движении рук оператора определение частных углов поворота рассчитывается по аналитической модели. При этом используется пространственное положение задающего устройства кисти, т.е. углы поворота, определяющие положение основания кисти относятся (в соответствии с математической моделью) к задающему устройству манипулятора.

Звенья ЗУКТ накладываются и фиксируются на корпусе, плече, предплечье и кисти оператора. Все вращательные кинематические пары задающего устройства оснащены датчиками угловых положений. Это позволяет фиксировать ве-

личину относительного угла поворота звеньев. Общий вид ЗУКТ приведен на рис. 2:

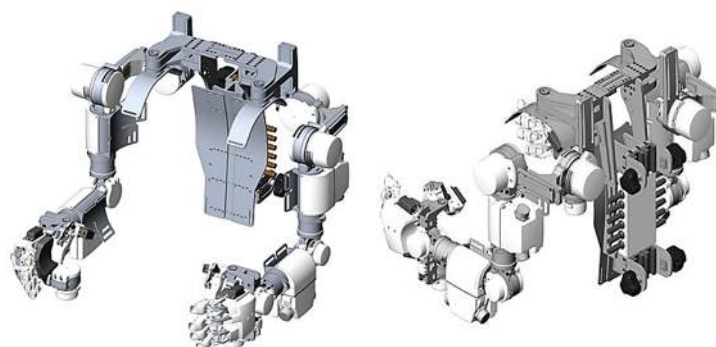


Рисунок 2 – Общий вид ЗУКТ

Габаритные размеры ЗУКТ: 671x685x575 мм. Общая масса ЗУКТ – 25 кг.

В рамках проведения работы были продемонстрированы выполнение антропоморфным роботом различных работ с использованием элементов, применяемых на МКС. Управление велось при помощи ЗУКТ, представленном на рис. 2.

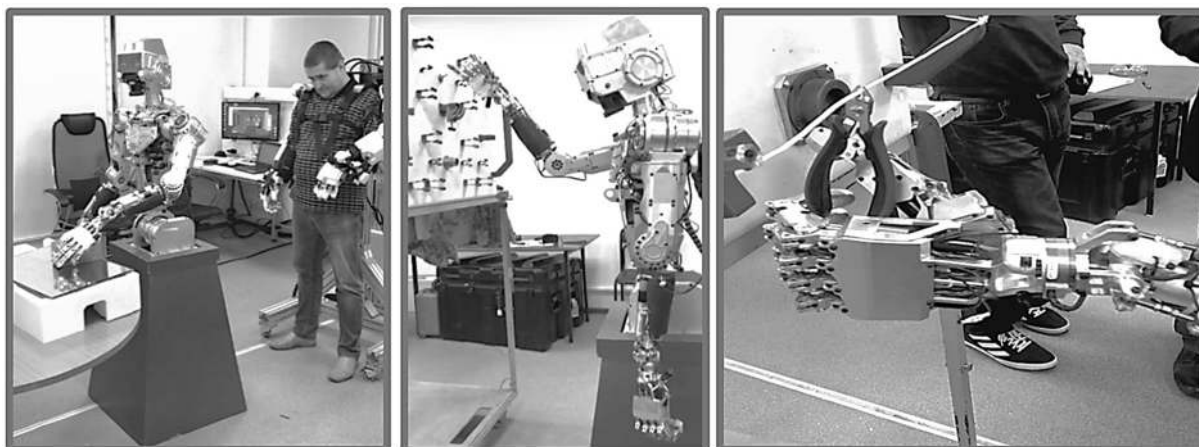


Рисунок 3 – Процесс проведения испытаний

Больше информации представлено в новостной статье ЦПК, размещенной по ссылке: <http://www.gctc.ru/main.php?id=4505>

Исследуемая технология и разработанные робототехнические платформы позволят внедрить в космическую отрасль новый способ проведения работ в открытом космосе и на планетах – дистанционное управление роботом аватаром, управление которыми не требует специальной подготовки и обучения.

По результатам проведенных испытаний, упражнения по подсветке рабочей зоны выполнены в пределах 24..47 сек; по работе с пультом оператора КА Союз – 76...128 сек; откручивание гайки спец. инструментом – 22.69 сек; перекусывание провода – 28..40 сек; расстыковка магнитного замка – 52...89 сек; зацепление карабина на поручень – 109...140 сек; протирка оптических поверхностей – 27...68 сек; передача инструмента оператору – 40...75 сек; перенос оборудования – 28...60 сек; введение датчика – 89...95 секунд.



Основные направления дальнейшего использования предполагаемых результатов в РКП: разработка робототехнических платформ, предназначенных для работы на внешней поверхности МКС, модернизация ЗУКТ для возможности ее использования на борту МКС.

УДК544.546:544.431.7; 533.9.004.12

## **ПУЧКОВО-ПЛАЗМЕННЫЕ СИСТЕМЫ В ТЕХНОЛОГИЯХ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ МИССИЙ**

**В. В. Гараева, И. С. Злобин**

*Московский физико-технический институт  
(национальный исследовательский университет)*

*Предложены новые инженерные решения для систем жизнеобеспечения пилотируемых космических летательных аппаратов и обитаемых поселений на других планетах на основе пучково-плазменных технологий.*

**Введение: формулировка решаемой проблемы.** На современном этапе развития космических технологий наряду с обеспечением летательных аппаратов высокими техническими характеристиками, важную роль играет развитие систем жизнеобеспечения экипажа. Одной из наиболее важных задач, нацеленных на осуществление длительных космических перелетов и колонизаторских миссий, – создать комфортные условия длительного пребывания человека в космосе, существенно не затронув при этом летные характеристики КЛА. Наиболее важными при решении данной проблемы являются задачи:

- хранения на борту больших количеств дыхательных смесей и компонентов регенерации, используемых в системах регенерации циркулирующего в космическом аппарате воздуха, при возникновении аварийных ситуаций в индивидуальных спасательных комплектах;

- деконтаминации жилых и рабочих отсеков космических аппаратов, а также деталей внешних корпусов для предотвращения размножения патогенных микроорганизмов – грибков и бактерий, которые кроме угрозы здоровью космонавтов представляют опасность и с точки зрения биокоррозии орбитальных станций. Данная проблема приобретает особую актуальность вследствие того, что микроорганизмы под воздействием внешних факторов, реализующихся в космосе (ионизирующие излучения, жесткое УФ-излучение, вакуум), становятся нечувствительными к традиционным методам стерилизации;

- разработка инновационных эффективных средств первой помощи для космонавтов, особенно ранозаживляющих средств и радиопротекторов;

- при планировании длительных космических миссий приобретает актуальность и пищевая полноценность рациона космонавтов (в частности достаточное

количество в пище витаминов и клетчатки), что важно для профилактики возможных заболеваний и улучшения качества жизни людей. С этой точки зрения важна разработка безопасных и нетоксичных стимуляторов роста и продуктивности растений, выращиваемых в космических оранжереях в экстремальных условиях микрогравитации. Кроме того, растения на космическом корабле нужны как элемент системы, регенерирующей атмосферу корабля, для утилизации отходов человеческой жизнедеятельности и создания благоприятной психологической атмосферы для экипажа.

Целью данной работы является разработка инновационных решений для эффективной организации жизнеобеспечения пилотируемых космических летательных аппаратов и обитаемых поселений на других планетах на основе пучково-плазменных систем.

**Электронно-пучковый плазмохимический реактор.** Электронно-пучковая плазма (ЭПП) генерируется посредством инъекции электронного пучка (ЭП) в плотную газообразную среду или в аэрозоль, содержащий диспергированные порошки или капли жидкости. ЭПП обладает рядом уникальных свойств, делающих ее высокоэффективным инструментом целенаправленного воздействия на неорганические и органические соединения и биополимеры, что обосновывает перспективы ее использования в аэрокосмических технологиях для получения новых инновационных материалов:

- ЭП может быть инжектирован в газы, пары и парогазовые смеси практически любого химического состава, что позволяет подбирать и оптимизировать характеристики пучково-плазменных реакторов для решения широкого спектра технологически задач.

- Давление газа может быть поднято до 10-100 Торр и выше; при этом плазма не контрагирует, т.е. можно сформировать большой реакционный объем, что дает возможность обработки объектов, имеющих большие размеры и сложную форму, а также порошков. Именно эта особенность ЭПП определяет высокую производительность пучково-плазменных реакторов.

- Пучково-плазменные реакторы позволяют обрабатывать исходные материалы в твердом состоянии, не прибегая к их предварительному растворению, что является крайне важным в случае трудно растворимых и нерастворимых соединений, избежать применения агрессивных растворителей, а также образования опасных или токсичных жидких побочных продуктов и отходов.

- Подбором условий генерации удастся получать химически активную плазму с низкой, вплоть до комнатной, температурой, что особенно важно при работе технологического оборудования в условиях космического полета, когда имеются ограничения на сброс избыточного тепла. При этом даже при низких температурах в ЭПП могут быть достигнуты весьма высокие концентрации химически активных частиц, что позволяет эффективно проводить плазмохимическую обработку материалов за времена, на порядки более короткие, чем характерные времена традиционных химических процессов.

. Длительность непрерывной работы генератора ЭПП ограничена только рекомендуемым регламентом технического обслуживания и планово-предупредительных ремонтов пучково-плазменных реакторов (не менее 50 часов), что позволяет обеспечивать надежную и безаварийную эксплуатацию таких систем без создания избыточных запасов технологического оборудования и расходных материалов для сервисных работ.

. ЭПП легко комбинируется с другими источниками ионизации, такими как высокочастотный (ВЧ) разряд. При этом генерируется гибридная плазма (ГП), обладающая дополнительными преимуществами – возможностью управления свойствами и геометрией реакционного объема плазмы ВЧ-разряда с помощью сканирования и режима ЭП, наличием широкого спектра плазмохимически активных частиц, характерных как для ВЧ-плазмы (возбужденные частицы) и ЭПП (ионы), так и появлением новых частиц, возникающих только при комбинации ВЧ-разряда и ЭП.

Рис. 1 иллюстрирует общую схему плазмохимического реактора, предназначенного для научных и технологических экспериментов.

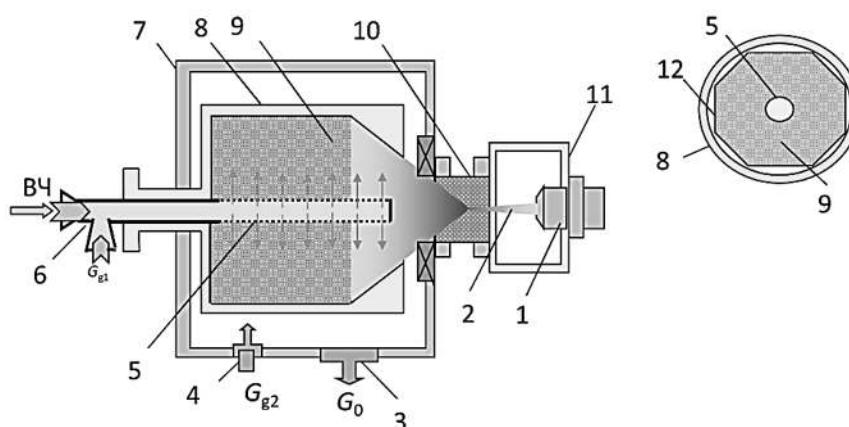


Рис. 1. Схема гибридного плазмохимического реактора (коаксиальная конфигурация): 1 – электронная пушка, 2 – электронный пучок, 3 – к вакуумному насосу, 4 – питатель основного газа (расход  $G_{g2}$ ), 5 – ВЧ-электрод, 6 – ВЧ-ввод совмещенный с питателем дополнительного газа (расход  $G_{g1}$ ), 7- рабочая камера, 8 – реакционная камера, 9 – гибридная плазма, 10 – выводное окно, 11 – высоковакуумная камера, 12 – держатель образцов

Облако гибридной плазмы 9 образуется в реакционной камере 8, размещенной внутри рабочей камеры 7. Рабочая камера имеет разъем 3 для вакуумирования и разъем 4 для подачи основного плазмообразующего газа. ВЧ-мощность подается на активный электрод 5 через герметичный ввод 6. Электрод 5 сделан из пористой металлической трубки, через которую может подаваться дополнительный газ, если это необходимо. Один конец реакционной камеры открыт, и через него вводится электронный пучок 2. Электронный пучок генерируется электронной пушкой 1 внутри камеры 11 высокого вакуума, а затем транспортируется в рабочую камеру через специальное выводное устройство 10. Выводное устройство объединяется с электромагнитной системой отклонения, кото-

рая может отклонять ось ЭП в двух перпендикулярных направлениях и формировать растр.

Реакционная камера снабжена специальными держателями 12 для объемных образцов: пластин, пленок, волокон и других. Для обработки порошковых материалов реакционная камера приводится во вращение (вакуумный ввод вращения на рисунке не показан). При этом внутренняя оснастка реакционной камеры заменяется на специальные ребра для перемешивания порошка в процессе обработки, что обеспечивает равномерность обработки материала по всему объему камеры.

Пучково-плазменный реактор был разработан как автоматически управляемая система с диагностическим комплексом, отображающим информационные данные о режимах работы реактора, основных свойствах плазмы и параметрах обработки материалов. Реактор содержит несколько подсистем (Рис. 2):

- генератор электронно-пучковой плазмы;
- генератор ВЧ-плазмы;
- система подачи газа;
- вспомогательные системы, включая вакуумные насосы, защиту от рентгеновского излучения, систему охлаждения и некоторые другие, которые на схеме не показаны.

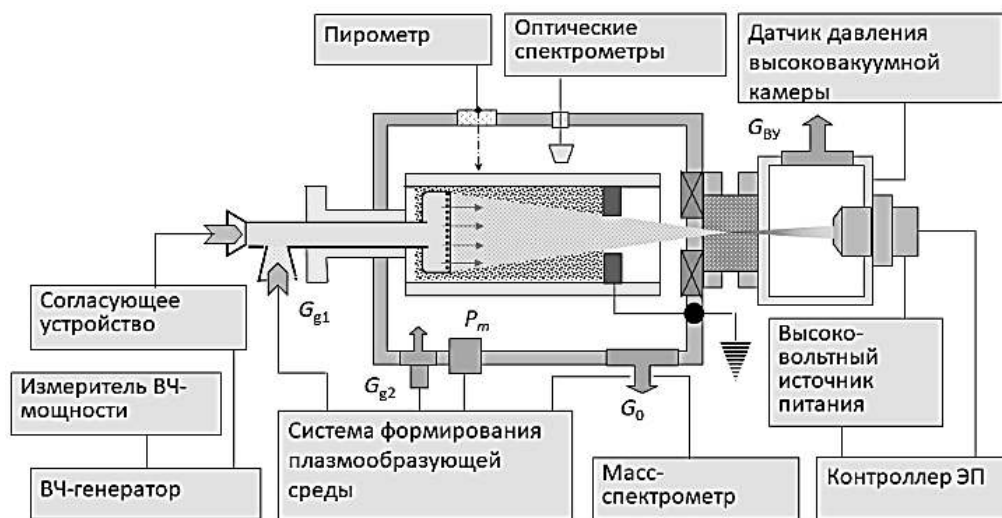


Рис. 2. Схема гибридного плазмохимического реактора (планарная конфигурация): система управления и диагностический комплекс

Контроллер электронного пучка управляет работой электронной пушки и источника высокого напряжения. Он поддерживает ток пучка и ускоряющее напряжение в соответствии с заданными установками. Он также поддерживает прерывистые режимы генерации ЭП.

ВЧ-мощность подается на активный электрод газоразрядной системы от ВЧ-генератора через согласующий блок, который компенсирует изменение нагрузки, когда начинается инжекция электронного пучка или, когда ток пучка изменяется, если этого требует технологический регламент.

Основным элементом системы подачи газа является многоканальный контроллер, который управляет клапанами различных типов на вакуумных и подающих трубопроводах. Он сохраняет и отображает расходы плазмообразующих газов  $G_{g1}$  и  $G_{g2}$ , а также давление в рабочей камере.

Диагностический комплекс реактора обеспечивает непрерывный мониторинг температурного режима обработки. Для этого используется оптический пирометр, включенный в систему управления установки как элемент обратной связи с контроллером электронного пучка. Состав плазмообразующего газа (или смеси газов) контролируется масс-спектрометрической системой, а при отработке технологических регламентов используются оптические спектрометры, которые дают информацию о плазмохимических процессах, протекающих в реакционном объеме.

**Полученные и ожидаемые результаты.** Разработка базируется на результатах проведенных ранее исследований, в которых были продемонстрированы возможности и преимущества пучково-плазменных технологий для:

- модификации неорганических материалов, синтетических органических полимеров и ряда биоорганических молекул с целью получения с повышенной биосовместимостью [1],
- синтеза биоактивных покрытий на основе оксидов титана [2], супрамолекулярных комплексов белок/полисахарид-ацетилсалициловая кислота [3],
- получения пептидов, ингибирующих агрегацию тромбоцитов, хитоолигосахаридов с антибактериальными свойствами [4].

При этом также были разработаны физические принципы расчета пучково-плазменных установок с реакционным объемом в виде аэрозоля и разработаны способы контроля процессов пучково-плазменной модификации неорганических и органических материалов. Часть технических решений была защищена патентами РФ; имеются также ноу-хау, принадлежащие заявителям проекта.

При выполнении проекта будут накоплены экспериментальные данные для расчета и конструирования бортовых систем жизнеобеспечения продолжительных космических миссий, а именно специального модуля, позволяющего:

- получать в достаточных для практического использования количествах биоактивные соединения из безопасного для человека органического сырья, повышающие качество жизни участников этих миссий;
- выполнять стерилизацию и обеззараживание обитаемых и приборных отсеков космических летательных аппаратов;
- регенерировать дыхательные смеси для членов экипажа и атмосферы, пригодной для функционирования бортовых биотехнологических систем, в частности плантаций растений бортового рациона.

Будут также получены прямые доказательства применимости пучково-плазменных систем в области экстремальной медицины.

Ожидается, что в ходе проекта будут:

- Предложены новые инженерные решения для генераторов электронно-пучковой и гибридной плазмы, адаптированные для условий космических мис-

сий, основанные на результатах исследования свойств стационарной плазмы и плазменных потоков в специально подобранного химического и фазового состава;

- Получены биоактивные хитоолигосахариды, а также гибридные материалы и композиции на их основе для использования в космических биологии, агротехнике и медицине, активированные регенераторы дыхательных смесей.

- Современными аналитическими методами будут охарактеризованы структура и химические свойства полученных новых материалов, а также проведены необходимые биологические испытания.

- Дано экономическое обоснование предлагаемых инженерных решений в сравнении с имеющимися плазмотехническими системами и традиционными методами получения биоактивных соединений, рассчитан его экономический эффект, разработаны бизнес-планы по возможному внедрению в РКП.

#### **Основные направления дальнейшего использования предполагаемых результатов в РКП:**

- Прототипирование созданного лабораторного образца пучково-плазменного реактора.

- Разработка рекомендаций и предложений по использованию предложенных технологических решений в космических экспериментах на Российском сегменте Международной космической станции.

- Разработка рекомендаций и предложений по использованию новых функциональных материалов и биоактивных соединений, полученных методами пучково-плазменного воздействия на вещество, в интересах МО и МЧС РФ.

#### **Библиографический список**

1. *T. M. Vasilieva, D. G. Chuhchin, D. S. Kosyakov, N. V. Uluanovskii, A. A. Sigarev, M. N. Vasiliev, V. A. Miasnikov, Aung Myat Hein* The modification of biopolymer films and porous materials by electron-beam plasma // ОАНОСТ – 2016. V.1. – Article 2, <http://oahost.org/index.php/journal/article/view/15>.

2. *T. M. Vasilieva, I. Sokolov, A. Sigarev, Aung Tun Win* Synthesis of bioactive titanium oxide coatings stimulated by electron-beam plasma // Open Chemistry. 2015. V.13. P. 204 – 211.

3. *Васильева Т. М.* Экспериментальное исследование синтеза супрамолекулярных комплексов в гибридной пылевой плазме // Химия высоких энергий. 2011. Т.45, N1. С. 69 – 75.

4. *T. M. Vasilieva*, Application of electron beam plasma for biopolymers modification // Journal of Physics.: Conference Series. 2012. V.370. P. 012012.

# СОЗДАНИЕ, СИСТЕМАТИЗАЦИЯ, ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОБРАБОТКА МОДЕЛИРУЮЩЕГО КОМПЛЕКСА НЕУСТОЙЧИВОСТИ АТМОСФЕРЫ, В РАЙОНЕ КОСМОДРОМОВ БАЙКОНУР И «ВОСТОЧНЫЙ»

О. И. Золотухина

Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» – «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»

В условиях меняющегося климата вызывает интерес исследование многолетних тенденций всех климатических характеристик, как в глобальном, так и в региональном масштабах [1, 2]. Необходимо учитывать развитие в атмосфере опасных конвективных явлений погоды (гроза, ливневый дождь), которые могут оказать существенное влияние на ход выполнения работ с РКН: в период их подготовки на техническом комплексе, транспортировки на стартовый комплекс, подготовки на стартовом комплексе и во время пуска. В связи с этим, развитие конвекции и формирование опасных конвективных явлений погоды постоянно контролируют специалисты метеорологической службы космодромов для того, чтобы с максимальной заблаговременностью предупредить должностных лиц, которые руководят подготовкой и пуском РКН, для сведения к минимуму воздействия опасных явлений погоды на технические средства и специалистов, выполняющих работы. В связи с вышесказанным, изучение характеристик конвекции и опасных конвективных явлений погоды в районе космодромов является актуальным.

Над территорией космодрома Байконур грозы отмечаются не более 15 раз в году (рис. 1) и большой опасности для планирования пусков РКН не представляют.

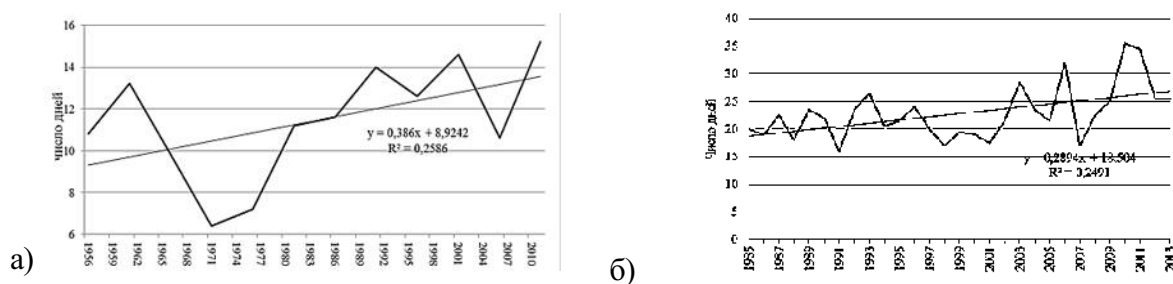


Рис. 1. Число дней с грозой в районе космодромов Байконур (а) и «Восточный» (б)

Территория космодрома «Восточный» расположена в климатических условиях, где опасные конвективные явления образуются гораздо чаще и улучшение методов их обнаружения и прогноза особенно актуально. Для выявления особенностей грозовой активности в районе космодрома Байконур послужили данные о числе гроз систематизированные за период с 1956 по 2018 гг. включительно. Можно сказать, что, в период с 1970 – 2018 гг. произошло заметное увеличение среднего за месяц числа дней с грозой (рис. 1 а). Так в период

2006–2018 гг. грозы отмечались в марте и декабре (в среднем 0,3 дня), чего не отмечалось ранее.

Для выявления закономерностей повторяемости гроз в районе космодрома «Восточный» послужили данные метеостанции Благовещенск, где за рассматриваемый период отмечалось ежегодно в среднем 22 дня с грозой (7–8 дней с грозой за каждый месяц летнего периода). Изменчивость грозовой активности к концу исследуемого периода резко усилилась (рис.1 б), однако тенденция роста статистически не значима с вероятностью 95 %.

Для описания степени развития конвекции были отобраны и рассчитаны индексы, наиболее часто используемые в исследованиях такого рода (табл. 1).

Таблица 1  
Группы индексов неустойчивости

Описание	Индексы	Формула
Индексы, характеризующие устойчивость атмосферы	Lifted index <b>(LIFT)</b>	$LIFT = T_{500} - T_{parcel2}$
Индексы, в которых кроме стратификации температуры, присутствуют характеристики влажности	Total Totals <b>(TOTL)</b>	$TOTL = (T_{850} - T_{500}) + (TD_{850} - T_{850})$
	K-index <b>(KIND)</b>	$KIND = (T_{850} - T_{500}) + TD_{850} - (T_{700} - TD_{700})$
Индексы, в которых кроме стратификации температуры, присутствуют характеристики влажности	Convective available potential energy <b>(CAPE)</b>	$CAPE = g \int_{LFC}^{EQLV} dz * (Tp - Te) / Te$
Индексы, в которых кроме стратификации температуры, присутствуют характеристики влажности	Severe Weather ThrEAT index <b>(SWEAT)</b>	$SWEAT = 12TD_{850} + 20(TOTL - 49) + 3,888F_{850} + 1,944F_{500} + (125[\sin(D_{500} - D_{850}) + 0,2])$

В табл. 2 приведены статистические характеристики этих индексов, рассчитанные для дней, когда была зарегистрирована гроза и для дней, когда наблюдалась развитая конвекция с ливневыми осадками, но грозы не было.



Таблица 2

Статистические характеристики термодинамических индексов  
аэрологической станции Благовещенск при грозе и ливне

	«Гроза»		«Ливень»	
	Среднее	$\sigma$	Среднее	$\sigma$
LIFT, °C	-1,6	2,4	-0,3	2,5
SWEAT	199	71	171	60
KIND, °C	32	5	30	5
TOTL, °C	49	4	47	4
CAPE, Дж/кг	577	642	350	522

Средние значения всех индексов при грозе и при ее отсутствии заметно отличаются. Кумулятивная кривая (рис. 2) дает наглядное представление, как меняется накопленная относительная частота ливней и гроз при изменении индексов LIFT и TOTL.

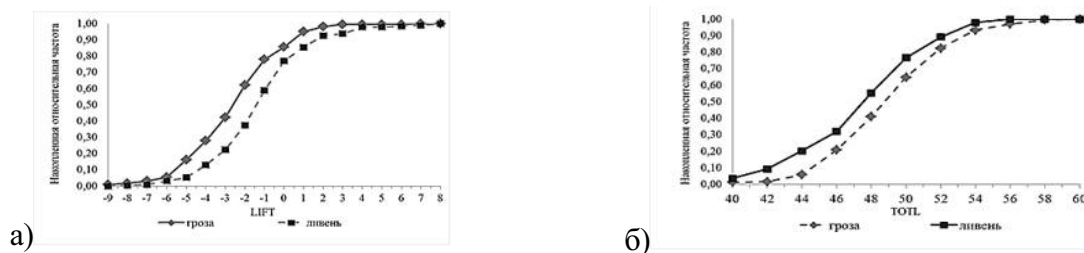


Рис. 2. Кумулятивная кривая за срок 12 ч ВСВ индекс LIFT (а) и индекса TOTL (б)

Результатом данного исследования, стали пороговые значения индексов, для различной вероятности ливней и гроз (табл. 3).

Таблица 3

Пороговые значения индексов  
для разной вероятности образования (%)ливней и гроз

Индекс	50%	70%	90%
<b>Ливень</b>			
LIFT	<-1	<-2	<-4
SWEAT	>170	>200	>240
KIND	>31	>33	>36
TOTL	>48	>49	>52
CAPE	>200	>400	>900
<b>Гроза</b>			
LIFT	<-3	<-4	<-6
SWEAT	>190	>220	>280
KIND	>32	>35	>37
TOTL	>49	>51	>53
CAPE	>350	>700	>1300

Используя пороговые значения индексов можно заблаговременно определять пространственное положение и направление перемещения мощных конвективных ячеек по данным метеорологических спутников, оборудованных спектрорадиометром MODIS, как это отработано для многих территорий, включая Западную Сибирь [3].

В результате проведенных исследований получено:

1. Над территорией Амурской области в летние месяцы в среднем наблюдается 22 дня с грозой, при этом к концу исследуемого периода изменчивость грозовой активности увеличивается, и в отдельные сезоны может наблюдаться до 40 дней с грозой. Замечена семилетняя квазицикличность в интенсивности гроз.

2. Сравнение пороговых значений индексов, характеризующих атмосферу в дни с наличием опасных конвективных явлений над территориями Западной Сибири и Амурской области, показало, что существенных отличий не наблюдается. Однако пороговые значения индексов, полученные для других климатических условий, имеют существенные различия с представленными в настоящей работе. Причиной тому могут быть различия в мощности конвективно-неустойчивого слоя, верхняя граница которого над исследуемой территорией на 5 км и более ниже, чем в тропиках.

3. При сравнении средних значений индексов в дни, отнесенных к категориям: «ливень» и «гроза» над территорией Амурской области, обнаружены статистически значимые различия между значениями индексов LIFT, SWEAT и CAPE.

4. Определены значения индексов, при которых с вероятностью 70 % и 90 % наблюдается развитие ливней или грозы с ливнем.

5. Получено дискриминантное уравнение, позволяющее разделить состояние атмосферы по категориям «ливень» и «гроза» на основе рассчитанных значений индексов LIFT и KIND.

Полученные результаты будут использованы для разработки альтернативных методов прогноза опасных конвективных явлений в радиусе 200 км над территорией космодрома «Восточный», а также при подготовке и запуске РКН на стартовых комплексах.

### **Библиографический список**

1. Второй оценочный доклад об изменениях климата и их последствиях на территории Российской Федерации. Общее резюме. М.: Росгидромет. 2014. 61 с.

2. *Переведенцев Ю. П., Шанталинский К.* Динамика тропо-стратосферы и изменения современного климата // *Фундаментальная и прикладная климатология.* 2015. Том 1. С. 221 – 231.

3. *Горбатенко В. П., Кречетова С. Ю., Беликова М. Ю., Нечепуренко О. Е.* Сравнение индексов неустойчивости атмосферы, восстанавливаемых по данным радиозондирования и спектрорадиометра MODIS в дни с грозами, над территорией Западной Сибири // *Метеорология и гидрология.* 2015. № 5. С. 10 – 18.

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ТЕПЛООБМЕНА ГОЛОВНЫХ ОБТЕКАТЕЛЕЙ РН ПРИ ИХ ДВИЖЕНИИ НА АТМОСФЕРНОМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИИ СПУСКА ПРИ ДОПОЛНИТЕЛЬНОМ ТЕПЛОВОМ НАГРУЖЕНИИ**

**Д. Ю. Давыдович, М. М. Дронь, К. И. Жариков, Ю. В. Иордан**

*Омский государственный технический университет*

На примере створки головного обтекателя (СГО), изготовленного из углепластика (УП), предлагается рассмотреть предлагаемую технологию сжигания при движении на атмосферном участке траектории спуска.

Рассмотрим следующие положения и ограничения.

1. Рассматриваются фиксированное угловое положение СГО, скорости набегающего потока, давления и температуры окружающей среды.

2. Обеспечение условий горения СГО (нагрев до температуры горения и наличие необходимого количества кислорода), планируется после отделения от ракеты-носителя (РН) при его движении на атмосферном участке траектории спуска с достаточным для поддержания горения УП количеством кислорода. Предполагается, что горение УП начинается при достижении температуры горения (свыше 1000К), после чего реализуется экзотермический процесс с выделением значительного количества теплоты.

### Методы и основные положения

В состав метода включаются:

а) балансовый метод для начальной оценки массы энергетического материала (ЭМ);

б) два метода численного решения уравнений Навье – Стокса для двухмерной задачи, основанных на использовании:

• численного алгоритма, заложенного в программный комплекс ANSYS FLUENT [1];

• упрощенного численного алгоритма, основанного на допущении установившегося давления и поля скоростей газодинамического потока и проекционным расчетом тепло- и массопереноса в двух сечениях канала, с реализацией расчетной схемы в соответствии с [2].

Целесообразность использования двух методов интегрирования уравнений Навье-Стокса обусловлена в перспективе создать упрощенную инженерную методику расчета проектно-конструкторских параметров нагревательных элементов с приемлемыми затратами времени, а также для более глубокого понимания механизмов процесса, протекающего при тепло-и массообмене.

На рис. 1 приведена схема предлагаемого метода с учетом использования двух методов численного решения уравнений Навье-Стокса и балансового метода для оценки начального приближения массы ЭМ.

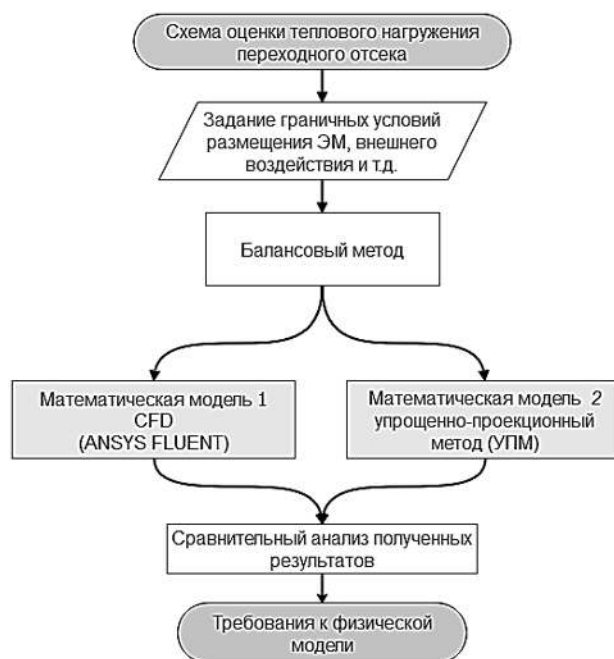


Рисунок 1 – Схема методика обеспечения теплового нагружения СГО

### Основные упрощения при реализации разностной схемы

- вместо уравнений турбулентности рассматриваются классические значения коэффициентов вязкости и диффузии в турбулентном установившемся потоке, что возможно для рассматриваемой задачи, т.к. рассматриваемая область имеет удлиненную форму в виде прямоугольного параллелепипеда;
- при моделировании течений в канале рассматривается ламинарный или турбулентный режим потока газов в зависимости от их скорости, кинематической вязкости и диаметра сечений канала (профиль и коэффициенты вязкости и диффузии определяются числом Рейнольдса);
- расчет тепло- и массообмена проводится в областях на двухмерных конечно-разностных сетках, а расчет давления и скорости рассчитываются осредненно по длине канала на одномерной расчетной сетке.

Погрешность по тепловому балансу составила менее 4 – 7%.

### Экспериментальный подход

Принцип обратимости движения, согласно которому перемещение тела в неподвижном воздухе может быть заменено движением воздуха относительно неподвижного тела, при соблюдении условий теории подобия позволяет получать значение силовых и тепловых нагрузок, действующих на исследуемый объект [3].

В качестве рассматриваемой модели можно использовать отдельные части головного обтекателя (рис. 2).

Так как головной обтекатель спускается при различных условиях нагружения в разных точках конструкции, нельзя сказать, что нагрев всей оболочки будет происходить равномерно и одинаково по всей площади, а скорее будет носить больше локальный характер. В связи с этим имеет смысл разделить оболочку на элементы и рассматривать их как отдельные ячейки, в которых скон-

центрировано тепловое нагружение с учетом угла наклона относительно набегающего потока (изображенный на рис. 2 элемент А для угла 0 градусов, а элемент Б отличный от угла 0 градусов).

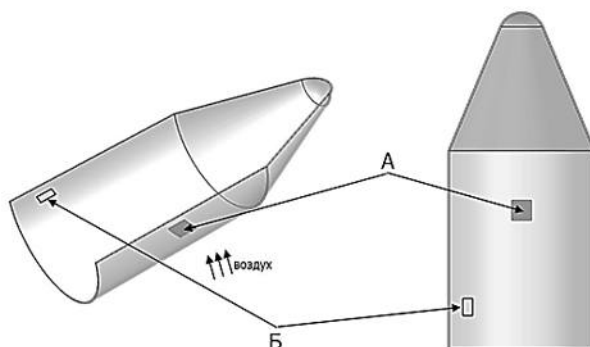


Рисунок 2 – Выделение элемента конструкции для эксперимента

Данная концепция сводится к анализу отдельных элементов с последующим синтезом [4] и необходима для определения геометрического подобия при постановке эксперимента.

Протекание термодинамических нестационарных процессов во время спуска элемента конструкции головного обтекателя (переходного отсека) можно охарактеризовать следующими критериями:

$$Nu = \frac{\alpha l}{\lambda} = f(Pr, Re, M, Fo)$$

Таблица 1  
Анализ критериев подобия

Число подобия	Диапазон
Прандтля [Pr]	0,71...0,74
Рейнольдса [Re]	21000...87500
Маха [M]	0,03...0,5
Фурье [Fo]	0,03...0,18

Полученные критерии подобия лежат в основе экспериментов на экспериментальной аэродинамической установке. Установка исполнена по незамкнутому принципу (конструкция Эйфеля).

В ходе исследования была проведена серия из ряда экспериментов, где происходил предварительный нагрев модельного элемента конструкции СГО до установившейся температуры с последующим вводом набегающего потока.

**Полученные результаты.** Сформированы математические модели конвективного уноса тепла от системы «элемент конструкции ракеты – источник тепловой энергии» при воздействии набегающего аэродинамического потока.

Получены экспериментальные данные, близкие к теоретическим, полученным на основе математического моделирования. Проведены оценки теплового нагружения при аэродинамических притоках и уносах теплоты от ЭК.

*Исследования проводились при поддержке гранта РНФ по проекту "Разработка научно-технических основ сжигания отделяющихся элементов конструкций ракет космического назначения с целью снижения площадей районов их падения" Соглашение № 16-19-10091 от 18.05.2016 г.*

### **Библиографический список**

1. Андерсон Д., Таниехилл Дж., Плетчер Р. Вычислительная гидромеханика и теплообмен: В 2-х т.: Пер. с англ. М.: Мир, 1990. 728 с.
2. Самарский А. А. Теория разностных схем. 3-е изд., испр. М.: Наука, 1989. 616 с.
3. Апаринов А. А., Сетуха А. В. О применении метода мозаично-скелетонных аппроксимаций при моделировании трехмерных вихревых течений вихревыми отрезками // ЖВМ и МФ. 2010. Том 50. №5. С. 937 – 948.
4. Fay, J. A. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air / J.A. Fay, F.R. Riddel // Aeronaut. Sci. V. 25. 1958. Pp. 73 – 85,121.

УДК 621.45.02+536.8+519.6

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНОГО РАСХОДА НАД УТОПЛЕННОЙ ЧАСТЬЮ СОПЛА НА КОЭФФИЦИЕНТ РАСХОДА**

**А. Н. Кириллова<sup>1,2</sup>, Ч. Б. Хаматнурова<sup>1,2</sup>**

<sup>1</sup>*АО Казанское ОКБ «Союз»*

<sup>2</sup>*Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ*

Современные тенденции развития техники обуславливают повышение энергоэффективности существующих и разрабатываемых конструкций. Данное направление является одним из приоритетных в развитии науки и техники в Российской Федерации [1]. Выделяется повышение энергомассовых характеристик, совершенствование и оптимизация схем и конструкций с целью расширения программ и диапазона регулирования.

Для учета совершенства разрабатываемых конструкций используются специальные коэффициенты. В данной работе рассматривается коэффициент расхода, определяемый отношением реального расхода рабочего тела к идеальному. Коэффициент расхода является суммарным коэффициентом, представляющим собой произведение различных составляющих [2]. Исследования данной работы основываются на учете газодинамической составляющей.

Отличительной особенностью многих ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ) является использование утопленных в камеру сопел. Можно выде-

лить несколько ракет использующих двигатели с утопленными соплами в своих конструкциях. Например, Р-39 (советская твердотопливная баллистическая ракета подводных лодок) и UGM-133А Трайдент II (американская трехступенчатая баллистическая ракета).

Использование данного типа конструкции позволяет сократить габаритные размеры двигателя, применять типы управления вектором тяги с использованием перепуска рабочего тела в закритическую часть сопла или качающего механизма. Во многом использование типа управления с использованием сопла определяет форму входного участка. Форма входного участка влияет на совершенство процессов истечения, учет которого в данной работе проводится с помощью коэффициента расхода. Исследование радиусных, эллипсоидных, форм с использованием формулы Витошинского средствами современного численного моделирования в пакете программ ANSYS Fluent представлено в [3]. Приведены рекомендации по выбору формы входного участка с учетом влияния формы на ухудшение расходных характеристик. Отработка и верификация используемой численной модели исследования коэффициента расхода сопел в высокотемпературном потоке рабочего тела представлены в [4].

Данная работа посвящена исследованию влияния относительного расхода над утопленной частью сопла на коэффициент расхода. Рассматривается относительная расходонапряженность над утопленной частью сопла, определяемая отношением расхода над утопленной частью к площади проходного сечения, образующего кольцо, к отношению расхода основного канала к площади канала сопла. Целью является определение влияния относительной расходонапряженности на коэффициент расхода в рамках исследования форм входного участка.

В результате исследования получено, что определяющее влияние имеет форма входного участка утопленного сопла, в сопоставлении с влиянием относительной расходонапряженности. Уменьшение коэффициента расхода при повышении расходонапряженности при выборе формы входного участка, соответствующего наибольшему значению коэффициента расхода не выявлено. Проведенное дополнительное исследование увеличения относительной расходонапряженности при наличии дополнительного газопритока с торца заряда при постоянной форме входного участка сопла свидетельствует об ухудшении расходных характеристик при увеличении относительной расходонапряженности. Однако, для форм сопла, обеспечивающих высокое значение коэффициента расхода, данное влияние незначительно.

Полученные результаты позволяют говорить не только о влиянии формы входного участка на расходные характеристики сопла, но и формы заряда топлива, так как изменение расходонапряженности связано с выбором формы заряда, что определяет газоприток. Представленный вывод позволит расширить рекомендации по проектированию утопленных сопел с учетом выполняемых двигателем задач, включая используемые конструкции механизмов управления вектором тяги, формы заряда двигателя и определяет дальнейший вектор ис-

следований влияния различных параметров на совершенство процессов истечения из РДТТ.

### **Библиографический список**

1. Коваленко Н. Д., Стрельников Г. А. Некоторые тенденции развития двигателестроения в ракетно-космической технике // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2007. № 7 (43). С. 67 – 72.

2. Губертов А. М., Миронов В. В., Борисов Д. М., Баскаков В. Н., Волкова Л. И. и др. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива / Под ред. А. С. Коротеева. М.: Машиностроение, 2004. 512 с.

3. Сабирзянов А. Н., Кириллова А. Н. Многофакторность влияния степени утопленности сопла на коэффициент расхода // *Научно-технический журнал вестник Концерна ВКО «АЛМАЗ-АНТЕЙ»*. 2018. № 1 (24). С. 43 – 50.

4. Сабирзянов А. Н., Глазунов А. И., Кириллова А. Н., Титов К. С. Моделирование коэффициента расхода сопла ракетного двигателя // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2018. № 2. С. 105 – 111.

УДК 621.455.3

## **РАСЧЕТ ВНУТРИБАЛЛИСТИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА В КАМЕРЕ ГАЗОГЕНЕРАТОРА С БОКОВЫМ РАСХОДНЫМ ОТВЕРСТИЕМ**

**Г. В. Косариков**

*Тульский государственный университет*

Создание новых систем вооружения, в том числе, ракетных комплексов и различных боевых единиц, подразумевает единую систему функционирования ее отдельных элементов и узлов. Одним из таких агрегатов является газогенератор, нашедший широкое применение, как в военной, так и в гражданской промышленности.

Применение газогенерирующей установки для создания рабочего тела системе управления, а также для привода турбин и насосных агрегатов требует от подобных изделий выполнения ряда различных условий, важными из которых являются выдерживание тепловых и динамических нагрузок при пиковых давлениях. Наиболее характерными параметрами таких изделий являются расход рабочего тела из соплового отверстия, внутрикамерное давление, время работы, скорость потока продуктов сгорания на выходе из сопла и др. Для их определения используется система уравнений термодинамики тела переменной массы.

Поскольку в подобных изделиях применяются топливные элементы из пиротехнических составов, при горении которых образуется значительное количество твердых частиц, осаждаемых на стенках при развороте потока, необхо-



димо также проанализировать характер его течения в предсопловой области в газодинамической постановке. При исследовании двухфазного потока с помощью разработанного на кафедре «Ракетное вооружение» ТулГУ программного продукта принимаются следующие допущения:

- частицы имеют сферическую форму, а их размеры разделены по фракциям;
- приход газа с поверхности конденсированных частиц отсутствует и их размер постоянен;
- воздействие теплового потока частиц на стенки камеры сгорания не учитывается.

Посредством численного моделирования получена функция степени осаждения частиц на стенках при развороте потока от комплексного параметра инерционного движения частиц и числа Рейнольдса. Данная зависимость позволяет определить массовое содержание частиц к-фазы в выходном сечении расходного отверстия для задания граничных условий.

УДК 004.942

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ОДИНОЧНОГО СБОЯ НА РАБОТОСПОСОБНОСТЬ БИС УСТРОЙСТВА ОБМЕНА**

**А. А. Кузнецов, С. В. Гордеев, В. В. Лаптев**

*ФГУП «НПЦ АП им. академика Н. А. Пилюгина»*

При длительной эксплуатации цифровых логических схем в условиях космической радиации резко возрастает вероятность сбоя элементов памяти, в том числе триггерных схем. Под сбоем в данной работе понимается изменение состояния ячейки памяти на противоположное значение, соответствующее ложной перезаписи. Подобные сбои могут быть устранены установкой системы в исходное состояние, либо сами по себе являются самоустраняющимися. Вместе с тем, в условиях непрерывной работы, без возможности установки ситуация сильно усугубляется, а сбой становится эквивалентен отказу. В связи с этим, появилась необходимость в теоретическом исследовании случаев сбоя и выявлении их влияния на работоспособность устройства в целом.

Для этих целей был разработан программный комплекс мер и проверок, осуществляющих контроль над состоянием каждого отдельного триггера в процессе верификации модели с реализацией возможности внесения аперiodических неисправностей, имитирующих случайные сбои элементов памяти. В качестве модели использовалась специализированная большая интегральная схема устройства обмена информацией 5522БЦ4АТ1-025 (БИС УО), предназначенная для сопряжения центральной вычислительной машины в трехкратно резервированной структуре с абонентами бесплатформенной инерциальной навигацион-

ной системы. БИС УО состоит из контроллера интерфейса и цифровых преобразователей данных, обеспечивающих обмен с внешними абонентами.

В результате первичного тестирования были выявлены аппаратные уязвимости, сбои в которых приводили к отказам всего устройства. Было зафиксировано 86 критических элементов, тогда как в составе БИС УО насчитывается всего 1758 триггеров. Итоговый процент уязвимых элементов к общей площади кристалла составляет доли сотых процента, что допускает использование трехканальной системы для кратковременных миссий сроком до недели. Более длительная эксплуатация оказывается невозможной. Поэтому для предотвращения ситуаций выхода из строя системы и в целях увеличения срока службы была разработана схема дополнительного обнуления, вырабатывающая сигнал возвращения к исходному состоянию при обнаружении отказа одного из каналов. Итоговое тестирование системы с дополнительной схемой обнуления показало, что канал БИС УО восстанавливается во время обмена информацией, а одиночные сбои более не нарушают штатную работу устройства.

По результатам исследования можно заключить, что используемый комплекс позволяет в полной мере обнаруживать критические сбои элементов памяти уже на этапе проектирования и своевременно предпринимать меры защиты, тем самым значительно повышая надежность системы.

УДК 621.455

## **МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ПИРОПАТРОНЕ**

**М. В. Арсентьева, В. А. Ласкин**

*Тульский государственный университет*

Целью работы является выработка рекомендаций к проектированию пиротехнического заряда для энергетического привода подвижных механизмов посредством проведения вычислительного эксперимента.

Процессы, протекающие при работе пиропатрона, многообразны и достаточно сложны. К ним относятся: горение пиротехнического снаряжения, истечение газообразных продуктов сгорания через дроссельное отверстие в окружающую среду, изменение геометрических характеристик заряда, изменение свободного объема камеры сгорания и плунжера, изменение массы газообразных продуктов сгорания топлива в объеме камеры сгорания и многие другие.

Математическая модель рабочего процесса в пиропатроне представляет собой совокупность уравнений, описывающих физические явления, происходящие в процессе работы пиропатрона, а также начальные условия.

При разработке алгоритма и математической модели рабочего процесса в пиропатроне принимаются следующие допущения:

- пиротехнический заряд представляют собой многошашечный заряд, состоящий из набора таблеток;
- горение происходит по всем поверхностям;
- не учитывается охлаждение потока при его прохождении через сетчатый сепаратор;
- учитываются потери давления при прохождении газа через сепаратор;
- поток газа принимается однофазным, движение, горение и вынос конденсированных частиц не учитываются.

В первую очередь математическая модель включает в себя уравнения массоприхода в результате выделения газообразных продуктов при горении заряда и массорасхода, происходящего при истечении продуктов сгорания через сопловые отверстия. Свободный объем плунжера в результате производимой им работы увеличивается и вызывает движение механических частей привода. Его изменение численно равно произведению площади торцевой поверхности дна плунжера на перемещение.

Процесс горения описывается уравнениями, позволяющими рассчитать скорость перемещения фронта пламени вдоль слоев заряда, каждый из которых параллелен предыдущему слою.

Процесс расчета изменения параметров состояния в камере сгорания дополняется формулами для расчета термодинамических параметров.

На основе принятых допущений и приведенных уравнений, составлен алгоритм численного решения системы уравнений рабочего процесса, который затем реализуется в виде программы для ЭВМ. Целью вычислительного эксперимента является подбор оптимального снаряжения для получения условий, при которых будет выполняться условие получения максимального импульса давления в заданном интервале давления и времени. После проведения серии расчетов по определению оптимального сочетания всех перечисленных параметров были получены окончательные результаты в виде зависимостей изменения рабочих характеристик во времени и числовых значений конструктивных показателей.

УДК 681.513.2

## **ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ДАВЛЕНИЯ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ИСПЫТАТЕЛЬНО ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА**

**А. В. Никитова**

*АО «Корпорация «МИТ»*

В настоящее время отсутствует возможность проведения исследований нестационарных твердых ракетных топлив (ТРТ) и границ устойчивости процесса

работы твердотопливных ракетных двигательных установок (ТРДУ), широко применяемых в первых ступенях, в разгонных блоках и в доводочных двигателях аппаратов космического назначения.

В связи с недостаточной изученностью процессов горения ТРТ на переходных режимах работы в ходе наземных стендовых испытаний возникают ситуации несанкционированного прекращения работы ТРДУ, что, в свою очередь, приводит к срыву основных целей проведения дорогостоящих испытаний.

Единственным возможным косвенным способом исследований свойств ТРТ является определение их характеристик в рамках проведения наземных стендовых испытаний ТРДУ.

Следует отметить, что такие испытания предназначены для подтверждения характеристик штатных ТРДУ, и, соответственно, не позволяют исследовать свойства ТРТ в необходимом объеме и с необходимой точностью.

Кроме того, оценочная суммарная стоимость подготовки и проведения одного подобного испытания достигает 50 млн. руб.

В соответствии с изложенным, определение нестационарных характеристик перспективных ТРТ является актуальной научно-исследовательской задачей, решение которой позволит реализовать устойчивые режимы работы ТРДУ.

Для решения данной проблемы была создана система стабилизации давления (ССД) в камере сгорания испытательного технологического комплекса, а также разработано программное обеспечение указанной системы.

Указанная система управления и программное обеспечение построены на основе новейших разработок в области высокотехнологичной радиоэлектроники, микроэлектроники и микропроцессорной техники.

Главной особенностью объекта управления данной системы является принципиальная неустойчивость процесса горения, что влечет необходимость постоянной выдачи управляющих воздействий с оперативностью, достаточной для стабильной работы.

Поэтому, впервые для подобных систем, была создана полная физическая модель, обеспечивающая полную поведенческую модель, аналогичную по свойствам реальному процессу горения в камере сгорания (КС).

В таком случае система управления всегда работает в одинаковом режиме, не делая различий между моделью и реальным объектом. Данное обстоятельство является ключевым и дает возможность комплексно проверить функционирование системы и всех ее составных частей (алгоритмического, программного обеспечения, и аппаратуры) на этапе предварительных работ.

Система управления и модель КС (также являющаяся самостоятельной АСУ) построены на принципах модульной распределенной и многоуровневой архитектуры и функционируют в условиях реального времени.

Аппаратное обеспечение ССД и физической модели КС создано на основе комбинированного решения в рамках единой аппаратной платформы, построенной на базе контроллера реального времени и программируемой логической интегральной схемы FPGA.

Такой подход к созданию аппаратных и программных средств позволил реализовать все поставленные задачи в короткие сроки, обеспечил возможность реконфигурации системы при эксплуатации, а также возможности постоянного управления в режиме реального времени и параллельного решения многих задач.

ССД и физическая модель КС были разработаны и отлажены в кратчайшие сроки, переданы заказчику, прошли пусконаладочные работы, после чего были развернуты на объекте заказчика и введены в эксплуатацию.

К настоящему моменту было успешно проведено 6 испытаний, завершившихся с положительными результатами.

В ходе испытаний были успешно отработаны режимы функционирования, не достижимые ранее по причине конструкторских и аппаратных ограничений. При этом была достигнута глубина регулирования 22, что представляет собой значительное достижение в области глубокого регулирования по давлению.

Благодаря использованию физического моделирования камеры сгорания было серьезно сокращено время на подготовку и проведение комплексных проверок перед испытаниями. Стало возможным в течение одного дня провести загрузку новых данных, отладку и комплексную проверку системы на объекте эксплуатации, а также само испытание.

Созданная система обладает высоким модернизационным потенциалом, при этом совместная согласованная модернизация системы и физической модели позволяют осуществить максимально быструю и гибкую адаптацию под различные задачи.

В ходе выполнения работ были созданы система и программное обеспечение для полного цикла работ, начиная от подготовки исходных данных, до комплексных проверок, проведения и анализа результатов испытаний. При этом повышена эффективность подготовки и проведения испытаний, сокращены до 1 дня сроки полного комплекса подготовительных, основных, заключительных работ, а также значительно (в несколько десятков раз) снижена стоимость испытательных работ.

В итоге впервые был создан новейший и гибкий инструмент многократных и эффективных научных исследований и отработки свойств ТРТ, обеспечивающий многократное использование стендовой материальной части, без привлечения дорогостоящих реальных двигательных установок.

Созданная система стабилизации давления является образцом новой техники, позволяющим повысить эффективность испытаний по исследованию перспективных ТРТ.

При этом ожидаемое снижение стоимости наземной экспериментальной отработки перспективных ТРДУ составляет не менее 400 млн. рублей, а сокращение длительности цикла испытаний составляет оценочно не менее 2 лет.

Созданная система позволяет развитие и модернизацию по следующим направлениям:

- определение параметров нестационарного горения на граничных значениях давления;
- определение возможности регулирования в широком диапазоне давлений и тяги;
- определение параметров горения в условиях динамических переходных процессов.

В общем объеме затрат на модернизацию расходы на оплату труда составляют оценочно 80%, а расходы на материальную часть, соответственно, 20%.

С точки зрения значимости и направленности инноваций, выполненная работа является прорывной расширяющей инновацией.

При этом в соответствии с подходом к оценке инноваций, основанным на интенсивности инновационного изменения, рассмотренная работа является инновацией шестого порядка (по 7-ми ступенчатой шкале), поскольку обеспечивает возможности для создания нового вида перспективных ТРДУ.

Уникальный научно–исследовательский потенциал системы стабилизации давления открывает новые возможности для ученых и конструкторов при проведении научно–исследовательских и прикладных работ.

Созданная система может применяться для создания ракетных блоков первой ступени перспективных носителей сверхтяжелого класса, а также разгонных блоков различного типа и доводочных двигателей.

## **МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ТМИ СУ РКТ ПРИ ПОМОЩИ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ АНАЛИЗА**

**А. Н. Дюков, А. Ю. Пилипенко, Е. Ю. Прокопов**

*Филиал ФГУП «НПЦ АП» – «СПЗ»*

Надежность изделий ракетно-космической техники (РКТ), в частности систем управления, напрямую зависит от качества испытаний, проводимых на этапе их разработки. При проведении приемо-сдаточных испытаний систем управления РКТ значимую роль играет результат оценки телеметрической информации. Важность анализа телеметрической информации подразумевает проведение оценки инженером-испытателем. Оценка телеметрической информации сопряжена с рядом сложностей, связанных с неоднородностью, ресурсными ограничениями на процесс оценки, возникновением внешних факторов. В связи с этими сложностями, инженер-испытатель должен обладать профессиональными навыками и опытом.

В наши дни, получение результатов при проведении испытаний СУ РКТ ориентировано на повышение качества и надежности разрабатываемой аппаратуры. Учитывая сложившиеся тенденции, большую актуальность приобретает вопрос снижения нагрузки на инженера-испытателя при анализе телеметриче-

ской информации для повышения оперативности, информативности и достоверности результатов оценки. Такое снижение может быть обеспечено автоматизированной системой оценки телеметрической информации СУ РКТ.

При использовании такой системы оценки повышается качество и оперативность проведения анализа телеметрической информации за счет сокращения временных и ресурсных издержек, автоматизации процесса проведения оценки, формирование базы знаний нештатных ситуаций.

Целью данной работы является создание автоматизированной системы оценки телеметрической информации систем управления (СУ) изделий РКТ, позволяющей инженеру-испытателю достовернее и более оперативно сделать заключение о пригодности изделия, выявить неисправности разрабатываемой аппаратуры.

При создании такой автоматизированной системы следует учесть важные аспекты автоматизации оценки телеметрической информации:

- система должна быть способна проводить достоверную автоматизированную оценку телеметрической информации и выдавать результат анализа;
- результаты анализа должны быть визуализированы в виде, понятном для оператора, принимающего решение;
- результаты анализа должны быть сохранены и задокументированы;
- система должна формировать базу знаний по штатным и нештатным ситуациям и отклонениям для повышения качества и достоверности оценки.

Для выполнения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

- адаптировать систему оценки для различных видов СУ;
- автоматизировать процесс оценки телеметрической информации при помощи обучаемых моделей принятия решений;
- документировать процесс испытаний и найденных неисправностей при их появлении.

Уникальностью данной системы считается применение интеллектуального анализа телеметрической информации на основе использования нейросетевых технологий, что позволяет значительно сократить время оценки телеметрической информации.

Схема анализа телеметрической информации при помощи данной системы выглядит следующим образом: аппаратура для получения телеметрической информации соединена с ПК, на котором находится программное обеспечение автоматизированной системы оценки. Система, в результате анализа, формирует подробный отчет о наличии неисправностей, отклонений и нештатных ситуаций, на основе которого инженер-испытатель выдает свое заключение о состоянии изделия в целом.

Данная система основана на сопоставлении анализируемой телеметрической информации эталонной последовательности разными способами, в зависимости от глубины и необходимых параметров оценки. Реализован способ интеллектуальной оценки с использованием нейросетевых технологий, способ детальной оценки при помощи математических алгоритмов, способ оценки телеметриче-

ской информации оператором (экспертом) в реальном времени за счет визуализации информации в виде графиков. Благодаря широкому спектру настраиваемых параметров конфигурации системы, возможно оперативно изменять допуски отклонений и повышать достоверность проведения оценки телеметрической информации в процессе приемо-сдаточных испытаний. Широкий спектр настраиваемых параметров определяется после изучения нормативных документов и инструкций по обработке и анализу телеметрической информации систем управления.

Нейросетевая оценка телеметрической информации позволяет оператору (эксперту) моментально получить результат анализа при помощи нейросетевых технологий. Нейронная сеть способна оперативно обрабатывать сложные данные, классифицировать разнородные и зашумленные сигналы.

Для оценки соответствия анализируемой телеметрической информации эталону и распознавания непредусмотренных ситуаций в данной системе выбрана сеть типа многослойный персептрон. По результатам испытаний нейронной сети была выбрана архитектура двуслойный персептрон с двадцатью нейронами скрытого слоя [1]. Способность нейронных сетей к обучению позволяет усовершенствовать работу данной нейронной сети в процессе эксплуатации, с каждым последующим анализом увеличивая качество и достоверность результатов.

Аналитическая оценка оперативно проводит детальное сравнение телеметрической информации на соответствие эталону и позволяет обнаружить новые непредусмотренные ситуации. С помощью аналитической оценки можно проверить качество обучения нейронной сети. Данный алгоритм оценки строится на сопоставлении эталонной последовательности анализируемой информации. Анализируемая информация в этом случае переносится на заданные в конфигурации области допусковых характеристик. Результатом аналитической оценки телеметрической информации является подробный отчет обо всех найденных несоответствиях, позволяющий оператору (эксперту) сделать вывод о техническом состоянии системы управления.

Визуальная оценка телеметрической информации переводит телеметрическую информацию в вид графиков или гистограмм. Такой способ оценки позволяет оперативно обнаружить нештатные ситуации и отклонения анализируемых данных в режиме реального времени в процессе проведения приемо-сдаточных испытаний, что значительно сократит время анализа телеметрической информации. Также, визуализация телеметрической информации способна выводить на график конкретные несоответствия анализируемой информации эталонным значениям.

Чтобы проверить правильность работы алгоритма оценки и всей системы, были написаны программы и методики испытаний. Были проведены масштабные испытания различных режимов работы системы на всех этапах приемо-сдаточных испытаний.

В итоге разработана комплексная система анализа телеметрической информации, позволяющая оператору оперативно оценивать техническое состояние



системы управления РКТ в процессе проведения приемо-сдаточных испытаний. Разработанная система оценки способна анализировать телеметрическую информацию не только существующих систем управления, но новых перспективных систем управления. Предложенные методы оценки телеметрической информации позволяет существенно снизить нагрузку на инженера-испытателя и увеличить скорость процесса проведения приемо-сдаточных испытаний.

### **Библиографический список**

1. *Ludermir T. B., Yamazaki A., Zanchettin C.* An Optimization Methodology for Neural Network Weights and Architectures, IEEE Transactions on Neural Networks, vol. 17, no. 6, November 2006, pp. 1452 – 1459.

УДК 621.317.311

## **БЕСКОНТАКТНЫЙ ДАТЧИК МАЛЫХ ТОКОВ С ЦИФРОВЫМ ВЫХОДОМ ДЛЯ УСТРОЙСТВА КОНТРОЛЯ СОПРОТИВЛЕНИЯ ИЗОЛЯЦИИ**

**Л. А. Самотик, Н. В. Штабель**

*Сибирский государственный университет науки и технологий  
им. академика М. Ф. Решетнева*

Авторами были проанализированы схемы для бесконтактного измерения малых токов, разработан бесконтактный датчик малых токов для применения в устройстве контроля сопротивления изоляции, изготовлен опытный образец, предложены способы улучшения характеристик датчика.

Переход на системы электропитания (СЭП) космического аппарата (КА) с напряжения 27 В на напряжение 100 В и более позволяет существенно (на десятки процентов) улучшить массоэнергетические параметры СЭП КА и аппаратуры полезной нагрузки. Но также этот переход к шине питания 100 В повышает вероятность возникновения проблем, связанных с явлениями пробоя и токов утечки.

Известно, что корпус КА может накапливать статическое электричество. Электростатический заряд поверхности космического корабля влияет на бортовую электронику, вызывает электромагнитные помехи, генерирует паразитные сигналы и в некоторых случаях приводит к отказам систем космического корабля [1 – 2]. Одним из конструктивных решений этой проблемы является соединение одной из силовых шин (чаще всего минусовой) с корпусом КА. Однако это решение также увеличивает вероятность возникновения токов утечки и появления короткого замыкания.

Авторами разработано устройство непрерывного контроля сопротивления изоляции в (УКИЗ) для испытаний систем электропитания космических аппаратов [3]. Устройство разработано и испытано в составе наземного испытательного комплекса для испытания систем электропитания космических аппаратов. Метод контроля изоляции основан на измерении дифференциального тока в каждой линии электропитания. Когда сопротивление изоляции уменьшается, в линии возникает дифференциальный ток, который может быть измерен. УКИЗ использует датчики дифференциального тока с тороидальным сердечником для измерения токов утечки [4 – 5]. Разработанный вариант УКИЗ обеспечивает только функцию контроля и выдает предупреждение оператору о нештатных ситуациях. Дальнейшее усовершенствование устройства заключается в реализации автоматического отключения линии в случае снижения сопротивления изоляции.

Реализация функции защитного отключения ужесточает требования к датчикам тока утечки, а именно к их времени срабатывания. Это связано с требованиями к временной задержке на отключение линии в случае аварии, которая может составлять десятки микросекунд для защиты оборудования от повреждения и десятки миллисекунд для защиты человека при контакте с токоведущими шинами.

Среди датчиков, представленных на рынке, нет таких, которые бы обладали нужной комбинацией быстродействия и точности. Анализ структур датчиков для измерения малых постоянных токов показал, что датчики на основе феррозондовых магнитометров больше подходят для точных измерений малого тока. Основными преимуществами феррозондовых датчиков являются низкое смещение нуля, высокое дифференциальное разрешение (способность измерять низкие дифференциальные токи при наличии высоких токов нагрузки), хорошая чувствительность, низкий температурный дрейф, широкий диапазон измерений (1:1000 и более) [6 – 10].

Авторами был разработан датчик, обеспечивающий требуемые характеристики, в частности широкую полосу пропускания при сопоставимой с аналогами точностью измерения. Схема предложенного датчика приведена на рис. 1.

Реализация датчика предполагает выдачу выходного сигнала в цифровом виде. Это позволяет обеспечить быстрое соединение нескольких датчиков в сеть, что особенно актуально в системах с большим количеством линий. Возможность реализации различных интерфейсов связи обеспечивает легкое сопряжение с испытательным оборудованием. Также возможна дополнительная обработка сигнала в цифровом виде, что позволяет уменьшить количество элементов в схеме.

В датчике используется дополнительная обмотка компенсации, которая улучшает линейность и расширяет диапазон измерения.

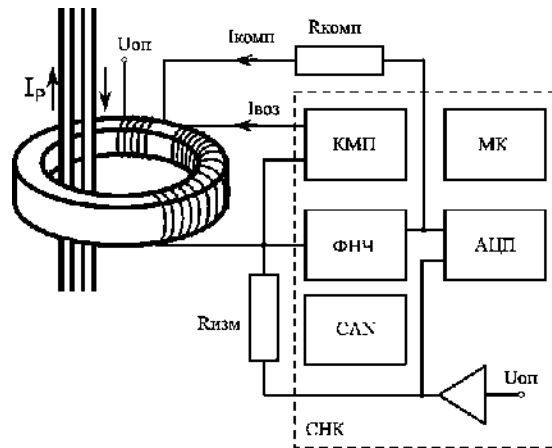


Рисунок 1 – Схема феррозондового датчика тока:

КМП – компаратор; МК – микроконтроллер; ФНЧ – фильтр низких частот; АЦП – аналого-цифровой преобразователь;  $U_{оп}$  – опорное напряжение; СНК – система на кристалле;  $R_{комп}$  – резистор компенсации;  $I_{комп}$  – ток компенсации;  $I_{воз}$  – ток обмотки возбуждения; CAN - модуль связи по шине CAN

Материал сердечника выбран согласно [11] представляет собой аморфный нанокристаллический магнитомягкий материал со следующими характеристиками: коэрцитивная сила  $H_C = 0.6$  А/м, индукция насыщения  $B_S = 0.38$  Т, относительная магнитная проницаемость  $\mu = 105$ .

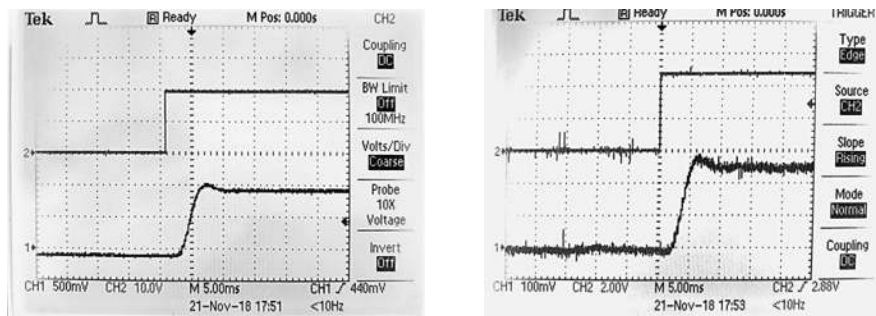


Рисунок 2 – Реакция на ступенчато воздействие  $I_p = 4$  мА;  $I_p = 0.2$  мА

Авторами были изучены статические и динамические характеристики макета датчика. Максимальная абсолютная погрешность измерения составляет менее 30 мкА. Время переходного процесса для измеряемого тока 4 мА и 0,2 мА составляет 5 мс для обоих случаев (рис. 2).

Предложенный датчик обеспечивает лучшие динамические характеристики и время реакции при эквивалентной разрешающей способности, составляя конкуренцию серийно выпускаемым моделям.

Планируется улучшение полосы пропускания датчика и времени отклика ступени при помощи использования более высокого напряжения возбуждения. Также возможен комбинированный вариант датчика: феррозондовый датчик тока для измерения постоянных и медленно меняющихся сигналов совмещен-

ный с трансформатором тока, который предназначен для измерения токов высокой частоты [6, 12 – 14].

Представляется важным отметить, что геометрическое положение шины питания внутри сердечника влияет на измерение тока утечки, потому что асимметричное положение шин приводит к эффектам локального насыщения, которые снижают точность датчика [11]. Фиксация шины в сердечнике может уменьшить его. Кроме того, в некоторых случаях может использоваться активная коррекция [3].

### Библиографические ссылки

1. *J. B. Reagan, R. E. Meyerott, E. E. Gaines, R. W. Nightingale, P. C. Filbert and W. L. Imhof*, "Space Charging Currents and Their Effects on Spacecraft Systems," in *IEEE Transactions on Electrical Insulation*, vol. EI-18, no. 3, pp. 354-365, June 1983.

2. *E. C. Whipple Jr*, "Potential of surface in space," *Rep. Prog. Phys.*, vol. 44, pp. 1197–1212, 1981.

3. *Shtabel N.V., Samotik L.A., Mizrakh E.A.* Improvement of insulation resistance measurement accuracy during spacecraft power system tests (2017) *Scientific Journal of Science and Technology* vol.18, no. 3 pp.628-632.

4. 3E Micro DC leakage current sensor [Online]. Available: <https://ldtn.ru/system/product/168/SLD1.pdf> [Accessed Nov. 21, 2018].

5. *C. Cheng, R. Li and J. Chen*, "Design of the DC leakage current sensor with magnetic modulation-based scheme," 2013 *IEEE International Symposium on Industrial Electronics*, Taipei, 2013, pp. 1-6.

6. *Ziegler, Silvio & Woodward, Robert & Iu, H.H.-C & Borle, Lawrence.* (2009). *Current Sensing Techniques: A Review.* *Sensors Journal, IEEE.* 9. 354 - 376. 10.1109/JSEN.2009.2013914.

7. *M. M. Ponjavic and R. M. Duric*, *Nonlinear Modeling of the Self-Oscillating Fluxgate Current Sensor.* *IEEE Sensors Journal*, 2007. Vol. 7, no. 11 P. 1546-1553.

8. *I. M. Filanovsky and L. Taylor*, "Circuit with nonlinear transformer allowing DC current measurements via an isolation gap," [1992] *Proceedings of the 35th Midwest Symposium on Circuits and Systems*, Washington, DC, USA, 1992, pp. 318-323 vol.1.

9. *Isolated current and voltage transducers LEM* [Online] Available: <https://www.lem.com/en/file/5634/download> [Accessed Nov. 21, 2018].

10. *P. Pejovic*, "A simple circuit for direct current measurement using a transformer," in *IEEE Transactions on Circuits and Systems I: Fundamental Theory and Applications*, vol. 45, no. 8, pp. 830-837, Aug. 1998.

11. *Pavel Ripka*, *Review of fluxgate sensors,* *Sensors and Actuators A: Physical*, Volume 33, Issue 3, 1992, pp. 129-141.

12. *Isolated current and voltage transducers LEM* [Online] Available: <https://www.lem.com/en/file/5634/download> [Accessed Nov. 21, 2018].

13. N. Wang, Z. Zhang, Z. Li, Q. He, F. Lin and Y. Lu, "Design and Characterization of a Low-Cost Self-Oscillating Fluxgate Transducer for Precision Measurement of High-Current," in IEEE Sensors Journal, vol. 16, no. 9, pp. 2971-2981, May1, 2016.

14. X. Yang, Y. Li, W. Guo, W. Zheng, C. Xie and H. Yu, "A New Compact Fluxgate Current Sensor for AC and DC Application," in IEEE Transactions on Magnetics, vol. 50, no. 11, pp. 1-4, Nov. 2014.

## **ПРОГРАММНО КОНФИГУРИРУЕМАЯ СИСТЕМА ПРИЕМА И СБОРА ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ (ТМИ)**

**Ф. А. Дегтярев, В. В. Соколов**

*Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» – КЦ «Южный»*

Одной из важных задач при запуске РКН является обеспечение измерений. Прием радиосигнала от передающих устройств РКН осуществляется штатными АФУ измерительных пунктов космодрома, регистрацию принятой информации осуществляют узкоспециализированные приемно-регистрирующие станции (МПРС, УРТС), стоимость которых достаточно велика. Помимо высокой стоимости, спектр телеметрических систем, с которыми могут работать станции ограничен, введение новой телеметрической системы связано с существенными материальными затратами. Для обеспечения измерениями новых телеметрических систем, необходима модернизация, доработка или проектирование и изготовление новых, дорогостоящих станций.

Однако выполнение задачи по приему и регистрации ТМИ можно выполнять с использованием программно-конфигурируемого радиоприемника и ПЭВМ. Стоимость ПЭВМ и SDR-приемников значительно меньше стоимости МПРС, а возможность загрузки различных программ демодуляции и программ декоммутации позволяет получить полный контроль над приемом и регистрацией телеметрической информации. Такой подход позволит свести модернизацию измерительного комплекса, для работы с новыми телеметрическими системами, к обновлению программного обеспечения. Таким образом, измерительные комплексы смогут не только быстро адаптироваться к изменениям, но и расширят свои возможности для предоставления услуг по обеспечению сеансов измерений космических аппаратов зарубежных партнеров.

В данной работе рассматривается процесс проектирования и создания системы сбора и приема ТМИ от штатных АФУ измерительных пунктов на примере телеметрической системы РТС9Ц, БИТС2, КИМ-ЧМ модуляций.

Система состоит из SDR-приемника, подключенного к выходу штатного АФУ измерительного пункта и выдает данные на ПЭВМ по интерфейсу USB

2.0, программы демодуляции на основе пакета GNURadio, программы регистрации, передачи и декоммутации ТМИ.

Сигнал от АФУ приходит на SDR-приемник. Программа-демодулятор на основании номинала и литеры частоты, структуры сигнала бортовой РТС и ее информативности формирует демодулированный поток, представленный в виде массива значений 0 или 1.

Байтовый массив по локальному UDP-порту передается в программу-декоммутатор. Декоммутатор выделяет измерения и логические единицы ТМИ – кадры. После выделения кадров, на основании локального времени ПЭВМ, выполняется насыщение метками времени. Кадры с метками времени, записываются на носитель информации, отображаются в удобном для пользователя виде (в виде графиков выбранных измерительных каналов, или в виде блока видео-наблюдения) и формируют пакеты в формате ЕГНАКУ, которые при помощи UDP-протокола передаются удаленному потребителю.

В процессе работы системы сигнал от штатного АФУ измерительного пункта обрабатывается следующим образом:

1) преобразуется в сумму синфазной и квадратурной составляющих с помощью SDR-приемника и передается на ПЭВМ;

2) программа демодуляции на основании квадратурной составляющей определяет изменение частоты сигнала (ЧМ демодуляция) и полученные значения квантует соответственно информативности бортовой РТС;

3) полученные в результате демодуляции значения передаются по локальному UDP-порту.

После демодуляции значения, объединенные в UDP-пакеты, отправляются в программу декоммутации. В целях увеличения производительности программа использует многопоточность. В программе можно выделить несколько исполняемых потоков:

1) поток приема демодулированных значений (поток приема);

2) поток обработки демодулированных значений, построения слов данных и сборки кадров ТМИ (поток обработки);

3) поток построения пакетов ЕГНАКУ и передачи ТМИ (поток передачи);

4) поток отображения измерений (поток представления).

Для совместного использования данных несколькими потоками и избегания взаимной блокировки потоков использовались блокирующие очереди в качестве буферов обмена.

Алгоритм работы программы декоммутации выглядит следующим образом:

1) в потоке приема:

а) прием массива демодулированных значений;

б) буферизация принятого массива;

2) в потоке обработки:

а) извлечение очередного массива демодулированных значений;

б) анализ массива на наличие синхромаркеров и построение очередной логической единицы – слова данных или кадра (с указанием времени первого измерения);

с) при построении кадра, расстановка служебных бит в словах данных согласно логической структуре кадра;

д) помещение сформированного кадра в буфер передачи (поток передачи) и буфер отображения (буфер представления);

3) в потоке передачи:

а) извлечение очередного кадра из буфера передачи;

б) насыщение кадра метками времени на основании времени первого измерения;

с) добавление данных кадра к формируемому пакету ЕГНАКУ, запись данных кадра в файл при необходимости;

д) отправка пакета;

4) в потоке представления:

а) извлечение очередного кадра из буфера отображения;

б) выделение необходимых измерений на основании входных данных (измерительный канал, коэффициент запараллеливания);

с) отображение выбранных измерений в одном из режимов (БВН или ГРФ).

Выходной поток ТМИ от программы декоммутации, передаваемый пакетами ЕГНАКУ, попадает удаленным потребителям и пригоден для дальнейшей математической обработки.

УДК 629.7

## **ЛИНЕЙНОЕ ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ СОСТОЯНИЯ ОБЪЕКТА И УСТАНОВКИ ВОСПРОИЗВОДИМЫХ ПАРАМЕТРОВ В ПРОЦЕССЕ ВИБРАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ**

**А. О. Солохина**

*АО «Государственный ракетный центр имени академика В. П. Макеева»*

Испытание сложных приборов и изделий на воздействие случайной вибрации высокой интенсивности может привести к их отказу, поэтому при проведении вибрационных испытаний актуальной является задача прогнозирования реакций элементов конструкций.

Надежный и с необходимой точностью метод прогноза до настоящего времени не предложен. В то же время обычным является предварительное нагружение на низком уровне вибрации с целью оценивания резонансов и антирезонансов, уточнения диапазонов настройки средств измерений, общей оценки

функционирования испытательной установки, согласованности контролируемых параметров, если таких параметров не один.

По этим данным достаточно просто прогнозируются амплитуды или спектральные плотности процессов при требуемом уровне контролируемых параметров. По найденным значениям оцениваются и среднеквадратические значения процессов при широкополосном возбуждении. Производится оценка совместимости требуемых и имеющихся энергетических возможностей источника вибрации.

Следующим этапом прогнозирования является попытка ответить на вопрос о том, каким минимальным изменением воспроизводимого режима испытаний (изменением контролируемого параметра) можно удовлетворить ограничению, если первоначально оно не выполняется. Эта задача является обратной к первоначально поставленной и может быть решена последовательными приближениями путем уменьшения на каждой итерации максимального значения спектра ограничиваемого параметра в соответствии с разницей его номинального значения, полученного при первоначальном прогнозировании, и его ограничения. Затем рассчитывается спектр контролируемого параметра, соответствующий полученному значению ограничиваемого параметра.

Таким образом решается задача получения прогнозируемой реакции элементов конструкции при известном входном воздействии и амплитудно-частотной характеристике передаточной функции динамической системы. Предложенный алгоритм реализован программно и внедрен в испытательном центре АО «ГРЦ Макеева».



**СЕКЦИЯ 3 – ДИНАМИКА ПОЛЕТА, ПРОЕКТНАЯ  
БАЛЛИСТИКА, НАВИГАЦИЯ И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ  
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКОЙ, А ТАКЖЕ  
ПРОБЛЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА**

**ЭФФЕКТИВНАЯ МЕТОДИКА СПЕКТРАЛЬНОГО АНАЛИЗА  
ФОТОМЕТРИЧЕСКИХ СИГНАЛОВ ОТ КОСМИЧЕСКИХ  
ОБЪЕКТОВ  
ДВУСТОРОННИМ МЕТОДОМ ПРОНИ**

**В. Г. Андреев, Д. В. Авраменко**

*Рязанский государственный радиотехнический университет им. В. Ф. Уткина*

Цель работы – повышение качества спектрального оценивания для процессов с плавным изменением интенсивности световых отражений от космических объектов двусторонним методом Прони.

В настоящее время исследования по обнаружению и выделению космических объектов (КО) искусственного и естественного происхождения является одной из важнейших проблем человечества. Тенденции развития космической промышленности позволяют заполнять околоземное пространство (ОП) спутниками различного назначения в арифметической прогрессии. У многих из них срок службы не превышает 5 – 15 лет, в зависимости от их типа – геостационарные, средневысотные или низкоорбитальные, что приводит к засорению ОП.

Мониторингом ОП занимаются специалисты различных отраслей науки и техники. Проблемы, с которыми приходится сталкиваться, это определение малоразмерных объектов в режиме реального времени. Одним из путей решения данной задачи является анализ спектра изменения интенсивности блеска от наблюдаемого КО, который может охарактеризовать динамику его движения [1].

Спектральный анализ (СА) изменений интенсивности сигналов, содержащих малое число отсчетов, параметрическими, а также классическими непараметрическими методами, не учитывает плавное изменение мощности сигнала за время наблюдения. Примером тому может послужить слежение за КО, который, проходя рядом с зенитом, имеет, как правило, максимальную яркость, а при низких углах места – минимальную. Оценка периодичности мерцаний световых отражений от КО позволит диагностировать его техническое состояние или вскрыть текущий ракурс [2]. Поэтому, для повышения качества анализа спектра отраженного КО светового сигнала, необходимо использовать подход, который учитывает факт изменения мощности процесса за время  $T$  его наблюдения [3].

Одним из предложенных способов решения данной проблемы, является методика основанная на использовании многочастотного (многоканального) принципа работы со СА излучений от КО двусторонним методом Прони. Аппроксимация данного метода заключается в использовании априорной инфор-

мации о процессе изменения мощности в условиях возрастания, а затем затухания фотометрического сигнала.

Представим результаты наблюдений  $\mathbf{X}$  за КО, поступающие по  $N$  различным информационным каналам, в виде реализации векторного  $N$ -мерного случайного процесса конечной связанности:

$$\mathbf{X} = [\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_1, \dots, \mathbf{x}_t, \dots, \mathbf{x}_{T-1}]$$

где  $\mathbf{x}_t = [x_{0,t}; x_{1,t}; \dots; x_{n,t}; \dots; x_{N-1,t}]^T$  —  $N$ -мерный векторный  $t$ -й временной отсчет процесса наблюдения;  $x_{n,t}$  — значение  $t$ -го наблюдения в  $n$ -м канале;  $n=0,1,\dots,N-1$ ;  $^T$  — знак транспонирования [4]. Математическое описание  $N$ -мерного процесса наблюдения сводится к виду:

$$\mathbf{x}_t = \sum_{k=1}^K \mathbf{Z}_k^{t-1} \mathbf{h}_k + \mathbf{e}_t, \quad (1)$$

где  $\mathbf{h}_k$  —  $N$ -мерный вектор-столбец  $k$ -й комплексной экспоненты  $\mathbf{h}_k = [h_{0,k}; h_{1,k}; \dots; h_{n,k}; \dots; h_{N-1,k}]^T$  реализации  $\mathbf{h} = [\mathbf{h}_0; \mathbf{h}_1; \dots; \mathbf{h}_k; \dots; \mathbf{h}_{K-1}]^T$  комплексной амплитуды (параметр, не зависящий от времени);  $\mathbf{Z}_k = [\mathbf{Z}]$  —  $(T \times K) \times N$ -мерная матрица  $k$ -й комплексной экспоненты, описывающая параметр, зависящий от времени;  $\mathbf{e}_t$  —  $N$ -мерный вектор-столбец  $t$ -го векторного отсчета  $\mathbf{e}_t = [e_{0,t}; e_{1,t}; \dots; e_{n,t}; \dots; e_{N-1,t}]^T$  процесса ошибки аппроксимации. Компоненты  $h_{n,k}$  матрицы  $\mathbf{h}_k$  и элементы  $z_{n,k}$  матрицы  $\mathbf{Z}$  рассчитываются из соотношений:

$$h_{n,k} = A_{n,k} \exp(i\theta_{n,k}), \quad (2)$$

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} z_{0,1}^0 & z_{1,2}^0 & \dots & z_{n,k}^0 & \dots & z_{N-1,K}^0 \\ z_{0,1}^1 & z_{1,2}^1 & \dots & z_{n,k}^1 & \dots & z_{N-1,K}^1 \\ \vdots & \vdots & \dots & \vdots & \ddots & \vdots \\ z_{0,1}^{T-1} & z_{1,2}^{T-1} & \dots & z_{n,k}^{T-1} & \dots & z_{N-1,K}^{T-1} \end{bmatrix}, \quad (3)$$

$$z_{n,k} = \exp[(\alpha_{n,k} + i2\pi t F_{n,k})/T], \quad (4)$$

где  $A_{n,k}$  — амплитуда,  $\alpha_{n,k}$  — коэффициент затухания  $k$ -й комплексной экспоненты;  $\theta_{n,k}$  — начальная фаза,  $F_{n,k}$  — частота  $k$ -й синусоиды в  $n$ -м канале,  $i$  — мнимая единица.

Метод наименьших квадратов Прони основан на подгонке модели из  $K$  экспонент и сводится к задаче полиномиальной факторизации [**Ошибка! Залка не определена.**]. Вычисление корней полинома  $z_{n,k}$ , сформированного из коэффициентов  $\mathbf{a}_k$  авторегрессии, позволяет определить коэффициент затухания  $\alpha_{n,k}$  и частоту  $F_{n,k}$   $k$ -й экспоненциальной функции для  $n$ -го канала наблюдения.

Основным недостатком классического подхода Прони является получение неточных оценок коэффициентов  $\alpha_{n,k}$  затухания при значительном уровне аддитивного шума, присутствие которого отмечается при практических наблюдениях. Для оценки частот  $F_{n,k}$  синусоид предлагается использование векторной переопределенной модели, учитывающей старшие  $k$ -е коэффициенты корреляции при  $(p+P) \geq k > p$ , где  $p$  — порядок модели с глубиной переопределенности  $P < 15$  [5].

Вектор  $\mathbf{a}_{k+P}$  коэффициентов переопределенной авторегрессионной модели обычно рассчитывается на основе переопределенной системы линейных уравнений, которую для дальнейших исследований представим в форме:

$$\mathbf{X}_{k+P}\mathbf{a}_{k+P} \rightarrow -\mathbf{x}_{k+P}, \quad (5)$$

где  $\mathbf{X}_{k+P}$  –  $(2k+P)N \times kN$ -мерная матрица наблюдений моделируемого процесса,  $\mathbf{x}_{k+P}$  –  $(2k+P) \times N$ -мерный вектор-столбец его векторных отсчетов.

С целью преобразования прямоугольной матрицы  $\mathbf{X}_{k+P}$  в квадратную и выражения вектор  $\mathbf{a}_{k+P}$  коэффициентов, домножаем уравнение (5) на  $\mathbf{X}_{k+P}^T$ :

$$\mathbf{a}_{k+P} = -(\mathbf{X}_{k+P}^T\mathbf{X}_{k+P})^{-1}\mathbf{X}_{k+P}^T\mathbf{x}_{k+P}, \quad (6)$$

где  $\mathbf{X}_{k+P}^T\mathbf{X}_{k+P}$  – квадратная  $kN \times kN$ -мерная матрица,  $\mathbf{X}_{k+P}^T\mathbf{x}_{k+P}$  –  $(2k+P) \times N$ -мерный вектор-столбец.

Модифицируем выражение (6) для регуляризации задачи обращения произведения  $\mathbf{X}_{k+P}^T\mathbf{X}_{k+P}$  матриц, а также для практических расчетов  $\mathbf{a}_{k+P}$ :

$$\mathbf{a}_{k+P} = -(\mathbf{X}_{k+P}^T\mathbf{X}_{k+P} + \lambda\mathbf{I})^{-1}\mathbf{X}_{k+P}^T\mathbf{x}_{k+P}, \quad (7)$$

где  $\mathbf{I}$  — единичная матрица,  $\lambda$  — регуляризирующая величина, которая выбиралась из условия:  $\text{cond2}(\mathbf{X}_{k+P}^T\mathbf{X}_{k+P}) < 10^6$ , где  $\text{cond2}(\bullet)$  — оператор, определяющий число обусловленности матрицы. Регуляризация решения дает возможность получить практически приемлемый результат [6, 7].

При определении вида линейного разностного уравнения с переопределенными коэффициентами выразим полином  $\Phi_z$  в виде степенной последовательности [Ошибка! Закладка не определена.]:

$$\Phi_z = \sum_{k=1}^K \mathbf{z}^{K-k} \mathbf{a}_{k+P}, \quad (8)$$

где  $\Phi_z = [\varphi_{0,z}; \varphi_{1,z}; \dots; \varphi_{n,z}; \dots; \varphi_{N-1,z}]^T$  –  $N$ -мерный вектор-столбец полинома, корнями которого являются экспоненты  $\mathbf{Z}$ ,  $\mathbf{a}_{k+P}$  – комплексные полиномиальные коэффициенты переопределенной векторной модели.

В условиях плавно изменяемой мощности и учета факта возрастания, а затем затухания сигнала сформируем модель по отсчетам  $\mathbf{X}$  наблюдений в виде модуляции сигнала квадрата косинусоиды (фрагментом от  $-90^\circ$  до  $90^\circ$ ). Для того чтобы не возмущать данную модель, предлагается взвесить отсчеты  $\mathbf{X}$  весовым вектором  $\mathbf{w}_t$ , с компонентами:

$$w_{n,t} = \cos\left[\frac{\pi \cdot t}{T} - \frac{\pi}{2}\right]^l, \quad (9)$$

где  $w$  – весовой коэффициент временных отсчетов,  $l$  – количественный множитель (степень).

Анализируя выражение (9), можно констатировать, что весовые коэффициенты отражают тенденцию потери оценки потенциальной точности отсчетов  $\mathbf{X}$  наблюдений при плавно изменяемой мощности сигнала. При учете величин  $w_t$ , формирующих вектор  $\mathbf{w}$ , изменения амплитуды сигнала  $\mathbf{X}$  за время  $T$  наблюдений можем представить в следующем виде:  $\mathbf{Y} = \mathbf{XW}$ , или в матричном:

$$Y = \begin{bmatrix} x_{0,0} & x_{0,1} & \dots & x_{0,t} & \dots & x_{0,T-1} \\ x_{1,0} & x_{1,1} & \dots & x_{1,t} & \dots & x_{1,T-1} \\ \vdots & \vdots & & \vdots & & \vdots \\ x_{n,0} & x_{n,1} & \dots & x_{n,t} & \dots & x_{n,T-1} \\ \vdots & \vdots & & \vdots & & \vdots \\ x_{N-1,0} & x_{N-1,1} & \dots & x_{N-1,t} & \dots & x_{N-1,T-1} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} w_0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ 0 & w_1 & \ddots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \vdots & \ddots & \ddots & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & w_t & \ddots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & w_{T-1} \end{bmatrix}, \quad (10)$$

где  $Y$  – реализация отражений от наблюдаемого объекта со взвешиванием отсчетов  $X$ ;  $W = \text{diag}(w)$  – квадратная матрица с элементами  $w_t$  вектора  $w$  на главной диагонали.

Анализ предлагаемой методики рассмотрим на примере описания наблюдений за искусственным спутником Земли «Иридиум-83», в трех ( $N=3$ ) цветовых диапазонах, наблюдаемое из района Москвы ( $54^{\circ}68'N$ ,  $39^{\circ}68'E$ ) и представленное на рисунке 1.



Рисунок 1 – Вспышка «Иридиума-83»

Для проведения дальнейшего эксперимента выделялся трек КО и производилась фотометрия по каждому цвету R, G, B с вырезанием наблюдаемой «вспышки». Данные центрированные интенсивности световых отражений  $X$  от КО представлены на рисунке 2, с шагом в один пиксель изображения. Всего было проанализировано  $T=360$  временных отсчетов  $x_t$ .

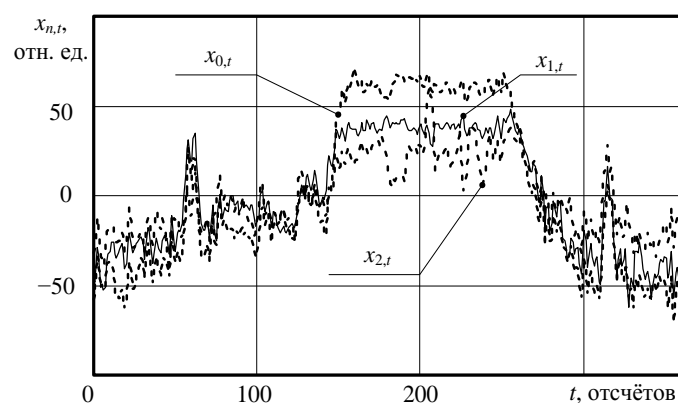


Рисунок 2 – Интенсивности модуляций яркости

Условные обозначения, представленные на рисунке 2, имеют следующие содержание:  $x_{0,t}$  – интенсивность модуляции красного цвета пунктирной линией,  $x_{1,t}$  – зеленого и  $x_{2,t}$  – синего цветов сплошной и штрихпунктирной линиями соответственно.

Построенные с помощью предложенной методики центрированные интенсивности фотометрических отражений  $\mathbf{Y}$  показаны на рисунке 3, буквенно-символьные выражения аналогичны рисунку 2.

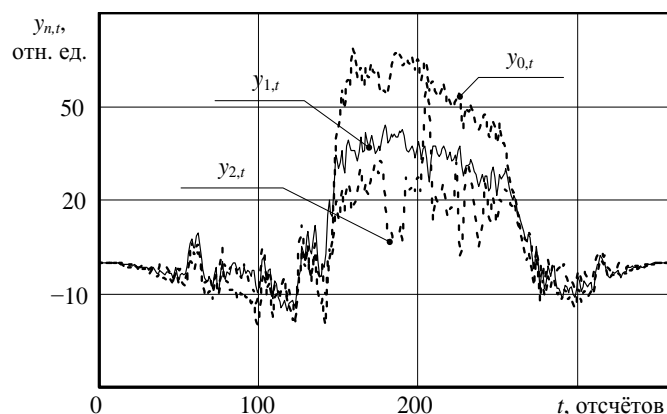


Рисунок 3 – Интенсивности модуляций яркости построенные с помощью предложенной методики при  $l=1$

Рассматривая рисунок 3, центральная часть графика, можем наблюдать периодические колебания, для выявления частоты которых, произведем спектральный анализ последовательности  $\mathbf{Y}$ , результаты представим на рисунке 4.

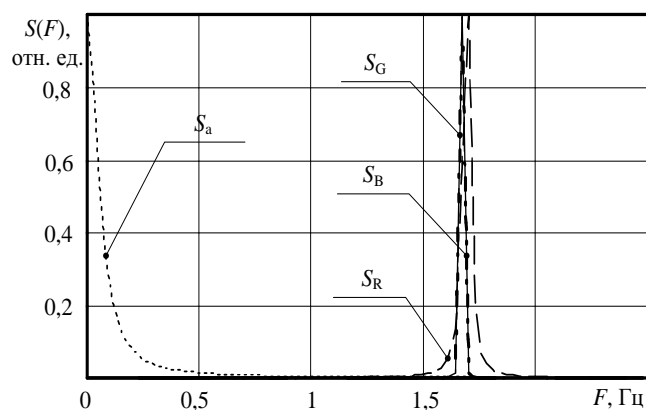


Рис. 4 – Спектральные плотности мощности

Критерием оценки эффективности представленной методики рассмотрим для каждого из R, G, B цветов относительные отклонения  $\Delta F$  оцененных частот  $\hat{F}$  мерцаний от истинной частоты  $F$ :

$$\Delta F = \frac{|F - \hat{F}|}{F} \cdot 100\%.$$

Произведя расчеты параметров относительных ошибок оцененных частот для R, G, B цветов двусторонним методом Прони и усреднив их, получим  $\overline{\Delta F}_{\text{RGB}} = (\Delta F_R + \Delta F_G + \Delta F_B) / 3 = (11,8 + 7,3 + 7,3) / 3 = 8,8\%$ . Стоит отметить, что относительная ошибка AP-метода превышает 100%.

Проведенные исследования показали, что с помощью предложенной методики можно значительно (от 8,4 до 13,7 раз) повысить качество оценки спек-

тральной моды для процессов с плавным уменьшением (увеличением) интенсивности фотометрических отражений от КО, за счет учета факта изменения мощности сигнала во время наблюдений.

### Библиографический список

1. Диденко А. В. Исследование фотометрических характеристик геостационарных ИСЗ методом электрофотометрии: диссертация на соискание уч. ст. канд. физ.-мат. наук. Алма-Ата: 1991. 122 с.
2. Андреев В. Г. Оптимизация моделей многомерных сигналов спутниковых навигационных систем // Вестник Рязанского государственного радиотехнического университета. 2012. № 2. Вып. 40. С. 30 – 34.
3. Андреев В. Г. Метод обнаружения сигналов от непрерывно излучающих вращающихся объектов // Вестник Рязанского государственного радиотехнического университета. 2011. № 3. Вып. 37. С. 23 – 26.
4. Марпл-мл. С. Л. Цифровой спектральный анализ и его приложения: пер. с англ. М.: Мир, 1990. 365 с.
5. Авраменко Д. В., Андреев В. Г. Анализ спектра излучений от астрономического объекта искусственного происхождения двусторонним методом Прони // Вестник Рязанского государственного радиотехнического университета. 2018. № 2. Вып. 64. С. 3 – 8.
6. Райс Дж. Р. Матричные вычисления и математическое обеспечение: пер. с англ. О. Б. Арушаняна. М.: Мир, 1984. 264 с.
7. Fahrmeir L., Tutz G. Multivariate Statistical Modelling Based on Generalized Linear Models (2nd ed.). New York: Springer-Verlag, 2001. P. 517.

## УПРАВЛЕНИЕ ОТНОСИТЕЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ ВНУТРИ ГРУППИРОВКИ СПУТНИКОВ-ОСВЕТИТЕЛЕЙ НА СОЛНЕЧНО-СИНХРОННЫХ ОРБИТАХ

А. А. Богер

*РКК «Энергия» им. С. П. Королева, г. Королев*

Работа посвящена управлению параметрами относительного движения космических аппаратов в группировке на солнечно-синхронной орбите. Аппараты оснащены отражателем большой площади, используемым для переотражения солнечного света в заданный район планеты. Разработан алгоритм, позволяющий удерживать спутники в группировке. Управление осуществляется силой солнечного давления, действующей на отражатель.

**Введение.** Освещение приполярных районов из космоса предполагает использование группировки космических аппаратов, размещенных на солнечно-

синхронной орбите. Так как каждый спутник оснащен отражателем большой площади, позволяющим формировать световое пятно в районе заданного города, очевидно, что благодаря этому зеркалу на спутник действует сила солнечного давления значительной величины. Следовательно, при осуществлении освещения, происходит левитация орбитального движения аппарата (снос плоскости орбиты от Солнца); так же гравитационные влияния Луны и Солнца и остаточная часть атмосферы вносят свои возмущения в траекторию спутника-осветителя, которые необходимо парировать. Кроме этого, при выброске аппаратов вблизи опорной точки требуется управление, позволяющее вывести космические аппараты на заданную траекторию предпочтительно без затрат топлива. Существующие решения предлагают осуществлять управление с использованием тяговых двигателей. Это все ведет к тратам дорогостоящего топлива.

Отличие данной работы в том, что удержание аппаратов в группировке предлагается осуществлять с использованием силы солнечного давления, путем переориентирования зеркала изменять ее направление и модуль.

Основная часть.

Основная задача данной работы – построить алгоритм управления параметрами относительного движения космического аппарата.

Спутник-осветитель оснащен зеркалом-парусом с радиусом 50 м. Величина силы солнечного давления, действующая на аппарат, рассчитывается по следующей формуле (1), вывод формулы представлен в [1]:

$$\mathbf{F}_s = -\frac{2CA}{ct} \mathbf{n} \cos \theta |\cos \theta|, \quad (1)$$

где:  $C = 1370 \text{ Вт/м}^2$  – солнечная постоянная,  $A = \pi R^2 = 7.85 \cdot 10^3 \text{ м}^2$  – площадь зеркала,  $c = 3 \cdot 10^8 \text{ м/с}$  – скорость света в вакууме,  $m = 500 \text{ кг}$  – масса аппарата вместе с зеркалом,  $\mathbf{n}$  – единичный вектор нормали зеркала,  $\theta$  - угол между направлением на Солнце и вектором нормали зеркала, между векторами  $\mathbf{n}$  и  $\mathbf{s}$ .

При моделировании поведения аппаратов, учитывалась сила солнечного давления, действующая в режиме целевого переотражения в район заданной поверхности Земли; а так же полярное сжатие Земли, заставляющее орбиту прецессировать; остальные возмущения моделировались случайными.

Алгоритм управления строится с использованием относительной системы координат Хилла. Траектории аппаратов в группировке представляют собой концентрические эллипсы, геометрию и центр которых и предполагается поддерживать неизменными и близкими к заданным. Вводятся переменные, которые отвечают за геометрию эллипса и которые отвечают за положение центра эллипса. Управление строится по линейно-релейному закону, график закона приведен ниже.

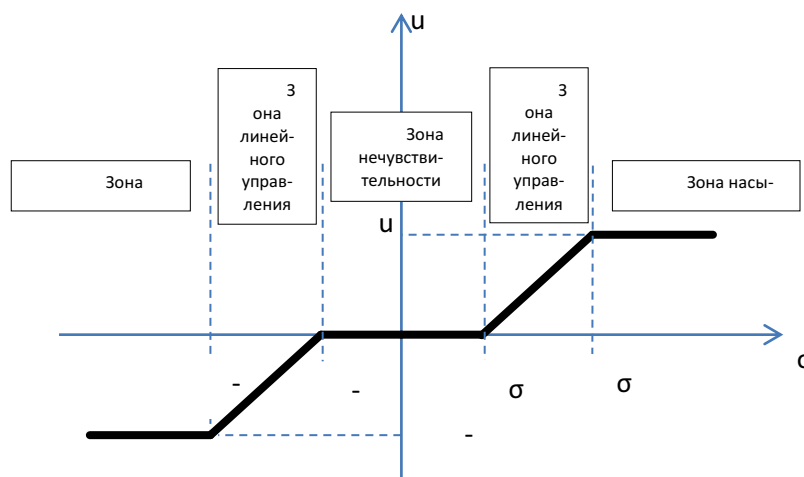


Рис. 1. Линейно-релейный закон управления.

Присутствуют три зоны управления: зона нечувствительности, зона линейного управления и зона насыщения, когда мы достигаем максимума управляющей силы.  $\sigma$  – ошибка несоответствия текущих параметров заданным,  $u$  – модуль вектора управления, которое преимущественно осуществляется вдоль линии скорости космического аппарата в инерциальной системе координат.

Модель построена по параметрам спутника-осветителя, представленным в [2 и 3], относительное движение группировки космических аппаратов подробно описано в [4].

Здесь используются данные, полученные ранее в работах [5, 6, 7].

**Заключение.** Результаты моделирования показали, что силы солнечного давления, действующей на парус радиуса 50 м, достаточно для парирования случайных возмущений траектории космического аппарата и удержания его на заданной орбите.

Работа проводилась при поддержке грантов РФФИ №17-08-01635 и №18-08-01379

### Библиографический список

1. Егоров М. А., Егоров В. А., Сазонов В. В. Управление элементами орбиты спутника-осветителя // М.: Российская академия наук ордена Ленина Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша. 1993. 19 с.
2. Богданов К. А. и др. Задачи управления движением космического аппарата с вращающимся солнечным парусом: монография /; под ред. С. Н. Тимакова. Королев: РКК «Энергия», 2016. 116 с.
3. Сумароков А. В., Тимаков С. Н, Богданов К. А. О решении задачи наведения спутника осветителя на заданный район поверхности Земли и оценка освещенности // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2017. №6. С. 115.
4. Апазов Р. Ф., Сытин О. Г. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. М.: Наука, 1987. 440 с.



5. *Богер А. А.* Поиск оптимальной орбиты спутника-осветителя // XXI Научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов. г. Королев: РКК «Энергия», 2017. С. 9 – 10.

6. *Богер А. А.* Поиск оптимальной орбиты спутника для освещения заполярных городов // Тезисы докладов 60-ой научной конференции МФТИ. г. Долгопрудный. МФТИ. 2017.

7. *Богер А. А., Тимаков С. Н.* Об освещенности заполярных районов России группировками спутников-осветителей во время полярной ночи суммарным отраженным солнечным светом // Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления. 2018. №2 С.11 – 13.

УДК 531.396:[629.783+629.784]

## **ДИНАМИКА ПРОЦЕССА ОТДЕЛЕНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ТИПА CUBESAT ОТ ТРАНСПОРТНО-ПУСКОВЫХ КОНТЕЙНЕРОВ, УСТАНОВЛЕННЫХ НА ГРУЗОВОМ КОРАБЛЕ**

**Н. В. Богомолов**

*Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С. П. Королева*

В настоящее время многие организации, частные компании и учебные заведения занимаются разработкой малых космических аппаратов (МКА) типа CubeSat для решения различных целевых задач. В течение многих лет наблюдается устойчивый спрос на услуги по выведению малых спутников. Зачастую МКА выводятся в качестве сопутствующей полезной нагрузки при пуске ракет-носителей (РН) среднего и тяжелого классов. С каждым годом растет количество производителей РН легкого класса, создаваемых специально для запуска микро- и наноспутников. Тем не менее, несмотря на популярность варианта выведения МКА с помощью РН, существуют и другие востребованные способы, на которые стоит обратить внимание.

Запуски малых спутников производятся и с борта Международной космической станции (МКС). Для этого на Американском сегменте МКС задействуются японский манипулятор JEM RMS и пусковая платформа компании NanoRacks. Сами спутники при этом доставляются на станцию внутри транспортных грузовых кораблей (ТГК). Запуск МКА возможен и непосредственно с борта ТГК, что позволяет выводить спутники на более высокую или низкую по сравнению с МКС орбиту. Такая схема сейчас активно реализуется на грузовых кораблях Cygnus.

Запуск микро- и наноспутников с Российского сегмента МКС осуществляется только вручную во время внекорабельной деятельности экипажа. Данный способ характеризуется большей по сравнению с автоматическим запуском

стоимостью и значительными приращениями угловых скоростей отделяемых МКА. Необходимо отметить, что последнее обстоятельство может напрямую сказаться на их дальнейшей работе: если спутнику не удастся должным образом сориентироваться и стабилизироваться, он не сможет, к примеру, вести прием и передачу данных.

Отличную возможность для запуска МКА представляют ТГК «Прогресс», однако за все время эксплуатации МКС они использовались для выведения микроспутников лишь дважды: в 2002 г. («Колибри», успешно) и 2012 г. («Чибис», успешно) соответственно [1, 2].

В свете отмеченных обстоятельств Комитетом инновационных проектов молодежи РКК «Энергия» были предложены варианты транспортно-пусковых контейнеров (ТПК) для МКА типа CubeSat размером до 6U с размещением на внешней поверхности ТГК «Прогресс МС» (рис. 1). Экономический анализ показал, что чистая приведенная стоимость проекта составляет около 260 млн. рублей при сроке окупаемости в шесть лет.

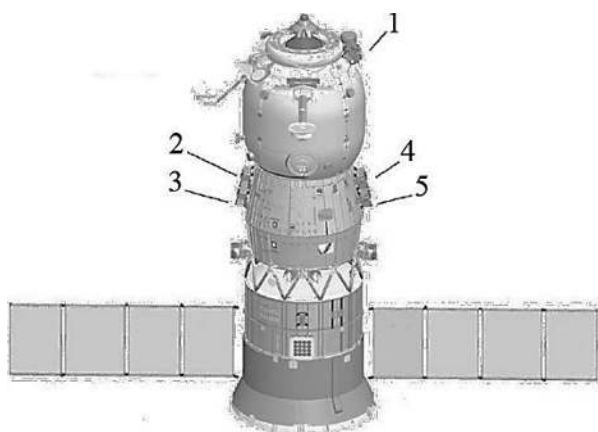


Рис. 1. Возможная схема размещения ТПК на внешней поверхности ТГК «Прогресс МС»  
1, 2, 3, 4, 5 – места установки контейнеров

Согласно основным техническим характеристикам, линейная относительная скорость отделения МКА от предложенных ТПК должна находиться в диапазоне от 0,5 до 2 м/с при угловой скорости МКА менее  $5^\circ/\text{с}$ . Для контроля выполнения этих требований перед наземной экспериментальной отработкой было необходимо разработать динамическую модель процесса отделения МКА от каждого возможного варианта ТПК и провести соответствующие исследования.

Целью данной работы являлось определение значений параметров, обеспечивающих отделение малых космических аппаратов типа CubeSat от транспортно-пусковых контейнеров, установленных на ТГК «Прогресс МС», с заданной линейной и угловой скоростью. В случае запуска с корабля, пристыкованного к МКС, а не находящегося в автономном полете, обязательным условием выступит также отсутствие соударений отделяемых объектов со станцией.

В силу многообразия возможных сценариев запуска, вариантов исполнения ТПК, их размещения на ТГК и заполнения МКА разных форм-факторов, особенностей конструкции основные задачи заключались в разработке методики проведения расчетов и анализа результатов, построении модели динамики процесса отделения МКА, корректно учитывающей их взаимодействие с элемен-

тами контейнера, выдаче рекомендаций по значениям параметров исследуемых объектов и компоновке.

Транспортно-пусковой контейнер представляет собой конструкцию прямоугольной формы, основными элементами которой являются корпус с механизмами, электронные переключатели, электронагреватели, пиронюжи, концевые датчики, термометр, экранно-вакуумная теплоизоляция и кабели. Модель ТПК для запуска МКА типоразмерностью от 1U до 3U представлена на рис. 2.

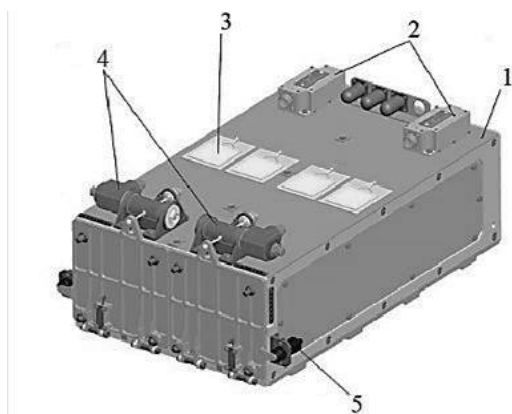


Рис. 2. Модель ТПК для запуска МКА типоразмерностью от 1U до 3U (экранно-вакуумная теплоизоляция, кабели и термометр условно не показаны): 1 – корпус с механизмами; 2 – электронные переключатели; 3 – электронагреватель; 4 – пиронюжи; 5 – концевой датчик

Основной несущей частью конструкции является корпус с механизмами. Он состоит из верхней, нижней, передней, задней и двух съемных (для обслуживания МКА во время подготовки) боковых панелей. В зависимости от исполнения, в него также входят одна или несколько крышек с узлами зачековки, кронштейны, пружины, фиксаторы, регулировочные винты, позволяющие фиксировать МКА при подготовке, оси, перестыковочная плата и крепеж. На верхней и нижней панелях располагаются направляющие для исключения поперечных перемещений МКА внутри контейнера. Отделение МКА от ТПК осуществляется благодаря механизму выталкивания, состоящему из толкателя и одной или двух (в случае МКА форм-фактора 6U) пружин. В отличие от ряда имеющихся аналогов, наличие дополнительных средств удержания МКА в контейнере после открытия крышки не предусматривается.

В качестве материала для изготовления панелей корпуса предполагается использовать сплав АМГ6. Дополнительно рассматривалась возможность изготовления композитного корпуса из трехслойных панелей. Один из изготовленных макетов корпуса транспортно-пускового контейнера показан на рис. 3.

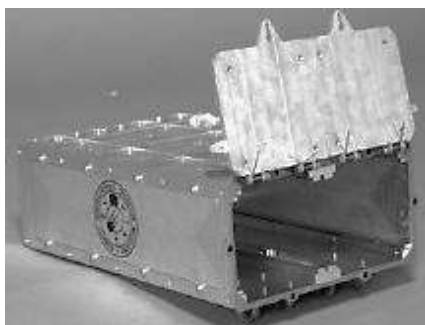


Рис. 3. Изготовленный макет корпуса с механизмами ТПК для запуска МКА типоразмерностью от 1U до 3U

Запуск МКА начинается с момента подачи команды на отделение. Срабатывание пиронюжа приводит к открытию крышки (за это отвечают две установленные в петли пружины, закрепленные посредством осей на корпусе контейнера). При нахождении крышки на требуемом угле раскрытия ее блокирует фиксатор, препятствуя тем самым обратному отскоку. За счет срабатывания механизма выталкивания происходит выход МКА из ТПК.

Несмотря на то, что соударение МКА с ТГК или станцией после их выхода из контейнера запрещено, при движении внутри ТПК спутники могут контактировать как с направляющими контейнера, так и с крышкой. Данное обстоятельство стало ключевой отличительной особенностью от предыдущих исследований автора в этой области [3 – 5]. Различные модели и способы задания контактного взаимодействия реализованы в программных комплексах (ПК) MSC.Adams и Euler. Моделирование динамики процесса отделения МКА от ТПК проводилось с использованием последнего ввиду ряда преимуществ, в частности, наличия в открытом доступе демонстрационной версии и возможности оперативной обратной связи с разработчиками.

По сравнению с известными работами, проведенными ранее в этой области другими исследователями, характерной чертой описываемого анализа, помимо отсутствия дополнительных средств удержания МКА в контейнере, является разнообразие расчетных случаев. Запуск МКА может производиться с ТГК «Прогресс МС», находящегося в автономном полете либо пристыкованного к МКС. Существует несколько возможных вариантов размещения ТПК на корабле, типов контейнеров, версий их компоновки. Поскольку данные ТПК разрабатываются не под единичную группу МКА с достаточно точно известными массо-центровочными и инерционными характеристиками, необходимо учитывать возможные разбросы значений масс, координат центров масс, компонент тензоров инерции спутников в диапазонах, установленным стандартом CubeSat для каждого типоразмера. Кроме того, для отделения МКА с заданной линейной скоростью и как можно меньшей угловой скоростью следует подобрать наиболее подходящие характеристики пружин толкателей (жесткость, длина в свободном состоянии, рабочий ход), пружин кручения для крышек контейнера, определить возможную величину зазоров между направляющими контейнера и спутниками с учетом возможных поперечных смещений последних на момент запуска.

Результатом работы стало создание динамической модели процесса отделения МКА от ТПК с большим количеством варьируемых параметров, легко адаптируемой под возможные изменения начальных условий. Для различных сценариев запуска МКА в ПК Euler были проведены серии расчетов методом Монте-Карло. Полученные при этом данные затем подвергались статистической обработке. В качестве примера на рис. 4а приведен график функции распределения линейной скорости МКА типоразмера 6U относительно ТПК для одного из возможных вариантов размещения на ТГК, находящегося в автономном полете, после выхода из контейнера; на рис. 4б представлен аналогичный график для модуля угловой скорости МКА.

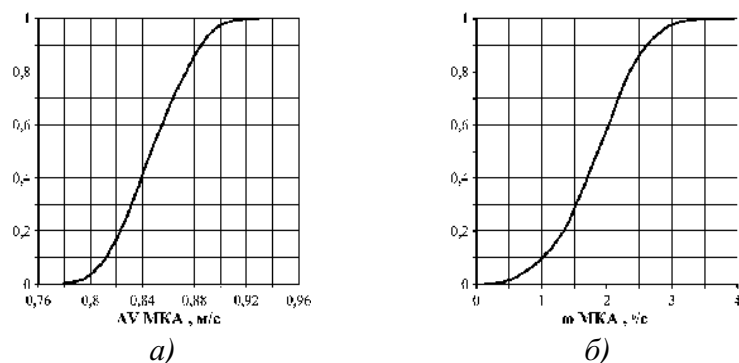


Рис. 4. Графики функций распределения при отделении МКА типоразмера 6U от ТПК, находящегося в автономном полете: *а* - линейная скорость МКА относительно ТПК; *б* – угловая скорость МКА

Проведенное моделирование позволило определить подходящие характеристики пружин механизмов выталкивания и компоновку МКА в ТПК: для исключения соударений между спутниками при отделении в комбинациях 1U+2U, 1U+1U+1U необходимо располагать аппараты в контейнере в порядке возрастания массы таким образом, чтобы наиболее массивный аппарат первым выходил из контейнера. Анализ результатов также показал, что во всем диапазоне начальных условий выход МКА из зоны элементов конструкции ТГК и МКС (при соответствующем сценарии) происходит безударно с относительной линейной скоростью, находящейся внутри требуемого диапазона. Для заложенных изначально в конструкцию величин зазоров между направляющими контейнера и спутниками угловые скорости МКА форм-факторов 3U и 6U на момент выхода не превышают предельно допустимого значения, однако для меньших типоразмеров это условие выполняется не во всех случаях, в связи с чем может потребоваться уменьшение зазоров, введение более строгих ограничений на центровку данных МКА либо смягчение требований по угловой скорости.

Разработанная модель может оказаться полезной разработчикам малых космических аппаратов. Например, ее можно дополнить учетом аэродинамических сил и моментов, а также включением систем управления МКА, что позволит исследовать движение конкретных спутников уже после отделения для решения задач, касающихся ориентации, стабилизации и ведения связи.

В дальнейшем планируется проведение наземной экспериментальной обработки для верификации модели, уточнения заложенных в нее параметров демпфирования и контактного взаимодействия, а также изучение возможности вариантов размещения транспортно-пусковых контейнеров не только на грузовом корабле, но и на разгонных блоках.

### Библиографический список

1. Марков А. В., Матвеева Т. В., Муртазин Р. Ф., Смирнов А. В. и др. Технология запуска микроспутников с использованием транспортных грузовых кораблей типа «Прогресс-М» // Космическая техника и технологии. 2015. №1(8). С. 42 – 52.

2. Беляев М. Ю., Карасев Д. В., Матвеева Т. В., Рулев Д. Н. Грузовые корабли «Прогресс» в программах орбитальных станций // Космическая техника и технологии. 2018. №1(20). С. 23 – 39.

3. Богомолов Н. В. Анализ динамики процесса отделения пилотируемого корабля от орбитальной станции в нештатных ситуациях // «Орбита молодежи» и перспективы развития российской космонавтики: сб. материалов Всерос. молодеж. науч.-практ. конф (24 – 28 сентября 2018 г., Красноярск), С. 85 – 87.

4. Анфалов А. С., Богомолов Н. В., Борзых С. В. Моделирование процесса отделения пилотируемых кораблей от крупногабаритных орбитальных станций // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2018. №5, С. 77 – 84.

5. Анфалов А. С., Богомолов Н. В., Борзых С. В. Алгоритмы отделения транспортного пилотируемого корабля «Союз МС» от Международной космической станции // Космонавтика и ракетостроение. 2017. №1. С. 24 – 29.

УДК 681.5

## **РАЗРАБОТКА НОВОГО БОРТОВОГО АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ ПЕРЕОРИЕНТАЦИЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ОРБИТЕ**

**Е. А. Воробьева**

*Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С. П. Королева*

Рассматривается режим переориентации космического аппарата (КА) на высокоэллиптической орбите (ВЭО). На ориентацию КА накладываемся ряд ограничений по освещенности Солнцем со стороны системы электропитания, системы обеспечения теплового режима и полезной нагрузки. Поэтому не всегда возможно использовать вариант разворота КА вокруг оси Эйлера по кратчайшей траектории [1].

Целью работы является обеспечение требуемых параметров функционирования КА, путем разработки нового бортового алгоритма управления переориентацией КА, учитывающего ограничения по ориентации КА относительно направления на Солнце и минимизирующего переходные процессы в конце разворота.

Под переориентацией в работе понимается перевод жестко связанной с КА системы координат (ССК) из известного начального в заданное конечное положение за фиксированное время. Угловое положение ССК при развороте определяется относительно вспомогательной инерциальной системы координат (ИСК), ось  $OY_{ИСК}$  которой совпадает с вектором направления на Солнце,  $OZ_{ИСК}$  лежит в плоскости  $OYZ$  ССК в конце разворота,  $OX_{ИСК}$  дополняет систему координат до правой.

Суть алгоритма управления переориентацией КА, а также сравнение его с разворотом КА вокруг оси Эйлера представлено в [2, 3]. На основе данного ал-

горитма было разработано программное обеспечение (ПО). На вход в данное ПО поступает информация об ориентации и угловой скорости КА на начало и конец разворота, и продолжительность разворота. Алгоритм рассчитывает углы отклонения связанного базиса от вспомогательного инерционного, а также производные по времени от этих углов. На основе этой информации на каждом вычислительном такте для системы управления движением формируется требуемая угловая скорость и кватернион, требуемой ориентации.

Алгоритм был внедрен в состав автоматизированного рабочего места (АРМ) разработчика алгоритма.

На рис. 1, рис. 2 представлены результаты моделирования режима переориентации КА с использованием данного алгоритма управления переориентацией в составе АРМ. На рис. 1 представлено поведение компонент требуемого ( $WB$ ) и текущего ( $W$ ) векторов угловой скорости КА в проекции на ССК.

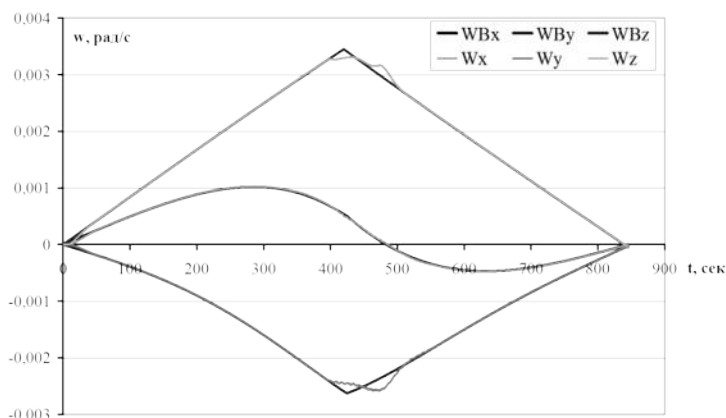


Рис. 1. Изменение вектора угловой скорости

На рис. 2 представлены компоненты кватерниона рассогласования между инерциальной ИСК эпохи J2000 и ССК в конце разворота ( $A\_TREB$ ) и поведение компонент текущего кватерниона разворота от ИСК эпохи J2000 к ССК во время разворота ( $A\_ТЕК$ ) .

Таким образом, разработан алгоритм управления переориентацией КА, учитывающий ряд ограничений по ориентации КА относительно направления на Солнце и обеспечивающий в заданный момент времени требуемые параметры углового движения для минимизации переходных процессов в конце разворота [2]. Сравнение данного алгоритма переориентации космического аппарата с разворотом аппарата вокруг оси Эйлера по кратчайшей траектории показало, что использование предлагаемого алгоритма позволяет устранить нарушения ограничений по ориентации во время разворота [3].

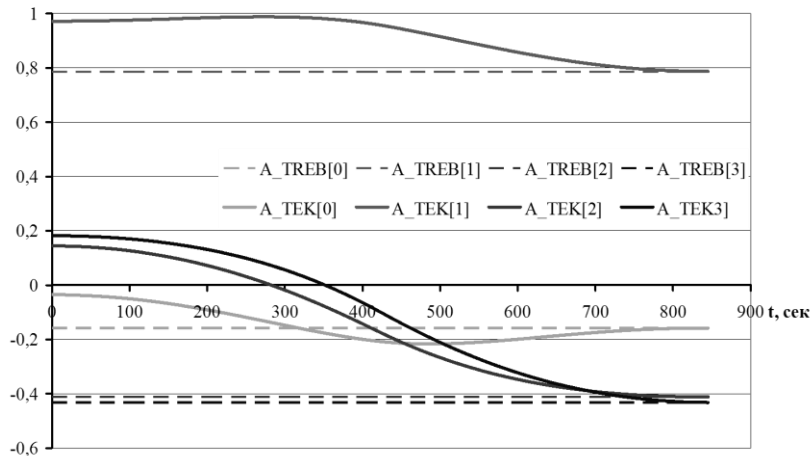


Рис. 2. Изменение компонент кватернионов

Разработано ПО, которое формирует программную траекторию для системы управления движением космического аппарата в каждый момент времени разворота. Разработанное ПО прошло успешную отработку на АРМ и может быть использовано при разработке системы управления движением широкого спектра КА.

### Библиографический список

1. *Бранец В. Н.* Лекции по теории бесплатформенных инерциальных навигационных систем управления. М.: МФТИ, 2009. 304 с.
2. *Воробьева Е. А.* Управление переориентацией космического аппарата на высокоэллиптической орбите с учетом ограничений по ориентации космического аппарата относительно направления на Солнце // В сб. материалов Всерос. молодеж. науч.-практ. конф. (24–28 сентября 2018 г., Красноярск). СибГУ им. М. Ф. Решетнева. – Красноярск, 2018. [Электронный ресурс]: Режим доступа: <https://arak.sibsau.ru/page/materials>.
3. *Воробьева Е. А. Богачев А. В.* Формирование траектории разворота при выполнении угловых маневров космического аппарата на высокоэллиптической орбите // Навигация и управление движением: материалы XX конф. молодых ученых с международным участием (20 – 23 марта 2018, г. Санкт-Петербург) / под общ. ред. В.Г. Пешехонова. СПб: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2018. С. 53 – 55. Вороб



## СОПОСТАВЛЕНИЕ СОСТАВОВ КЛИНОПИРОКСЕНОВ ЛУНЫ И ЗЕМЛИ ДЛЯ ПОДТВЕРЖДЕНИЯ СХОДНОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ ДВУХ ТЕЛ

**З. Ф. Голицына**

*Институт геологии и минералогии им. В.С. Соболева СО РАН*

Проблема изучения лунных (и других иноземных) пород заключается в их недосыгаемости. Только отдельные фрагменты, доставленные на поверхность земли дают возможность заглянуть на их удаленные участки. Но анализируя подобные им образцы можно получить некоторые данные, и впоследствии использовать как информативную основу. Искусственно созданные в лабораторных условиях образцы создаются с заданным соответствием той или иной породе, из чего можно получить возможность описать условия ее образования и условия равновесия для каждой из них.

Упростить задачу может исследование клинопироксенов – очень распространенных минералов в составе планет земной группы и окружающих их небесных тел. Особенность этих минералов в том, что они входят в состав в всех указанных космических объектов. Кроме того, это кристаллическое вещество удобно тем, что его анализ позволяет выявить не только генезис отобранной породы, но и позволит определить температуру и давление для магматических образцов [1].

Обычно минералы подразделяются на минералы-термометры и минералы-барометры. Клинопироксен же можно использовать для определения сразу двух параметров – и давления, так и температуры, поскольку в них возможны изоморфные замещения катионов в нескольких независимых структурных позициях [2]. Это дает возможность уменьшить количество экспериментов, проводимых для анализа образцов.

Именно поэтому исследование клинопироксенов может быть очень полезным при исследовании внутреннего строения Луны и подробного его описания. Метод оценки ее внутреннего строения по анализу состояния данных минералов на различной глубине ценен тем, что в перспективе может быть проведен автоматически, без необходимости доставки образцов грунта на Землю.

Однако, прежде, чем понять, какие именно данные нужно измерять, и как их интерпретировать, необходимо провести ряд экспериментов в Земных условиях на аналогичном минерале, доступном на Земле.

На данный момент времени проведено экспериментальное исследование ликвидусных фазовых взаимоотношений в форстеритнормативной области фазовой диаграммы системы  $\text{CaO-MgO-Al}_2\text{O}_3\text{-SiO}_2$  в области давления 2,5–3,0 ГПа. Установлено существование двух перитектических реакций плавления [3]. Продемонстрирована достаточность только одной фазы – клинопироксена, для

определения температуры и давления образования минералов, входящих в состав породы. Это позволяет при исследовании внутреннего строения космического тела изучать состав не всего грунта, входящего в состав, а только клинопироксена, как наиболее распространенного минерала.

Именно это является предпосылкой к применению одних и тех же методов для изучения строения космических тел автоматизированными средствами, что позволит не готовить совершенно разную материально-техническую базу для различных тел, а использовать универсальное решение.

### **Библиографический список**

1. Голицына З. Ф., Банушкина С. В., Сурков Н. В. Сопоставление составов кристаллических алюмосиликатных пород и слагающих эти породы минералов на плоской треугольной проекции // Геология и геофизика. 2018. Т. 59. №3. С. 322 – 355.

2. Брегг У. Л., Кларингбулл Г. Ф. Кристаллическая структура минералов. Т. 1. М., Мир, 1967. 390 с.

3. Банушкина С. В., Гартвич Ю. Г., Голицына З. Ф., Сурков Н. В. Экспериментальное исследование плавления в форстеритнормативной части системы CaO-MgO-Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>-SiO<sub>2</sub> в связи с существованием «эклогитового барьера» // Международный научно-исследовательский журнал. 2017. №11. Ч. 3. С. 173 – 180.

УДК 629.78:523.3:527:656.057.4

## **КОНЦЕПЦИЯ ОПТИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СВЯЗНОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ЛУНЫ**

**А. О. Дмитриев**

*АО «НПО Лавочкина» (Химки)*

Проведение исследований на поверхности Луны и будущее строительство лунных баз должно опираться на высокоточную систему позиционирования находящихся на Луне объектов, особенно луноходов и пилотируемых аппаратов. Аналогичные по назначению системы глобального позиционирования на Земле успешно функционируют, позволяя пользователям в любой момент определять свое положение с точностью лучше 5 метров. Вполне естественным кажется, желание повторить отработанную систему глобального позиционирования и на Луне.

Такая система глобального позиционирования для Луны, являющаяся аналогом земного варианта спутниковой системы глобального позиционирования, представляется очень сложной и дорогой, так как для ее функционирования

даже для единственного потребителя необходима работа всей системы из 8 – 18 космических аппаратов.

Целью работы является представление лунной навигационной системы на новых принципах. Такую систему можно создать на основе средств оптико-электронных систем наблюдения и световых лазерных маяков.

Предполагается создать оптическую навигационную систему, состоящую из реперных точек на Луне, КА в точке Лагранжа и вспомогательного КА на орбите Луны. Для достижения поставленной цели необходимо осуществить следующие этапы проекта:

1. Создание каркаса селенодезической системы координат с привязкой осей к точечным реперам (световые лазерные маяки) на Луне (включено в программу «Луна-25»), благодаря установке новых контрольных световых лазерных маяков с ретрорефлекторами на исследуемых территориях Луны (от 3-5 шт и более, в зависимости от места проведения работ). Необходимо, чтобы положение контрольных маяков было координатно привязано к лунным снимкам LRO, чтобы создать топографическую карту Луны.

2. Вывод на полярную окололунную орбиту спутника с комплексом оптико-электронной аппаратуры (за основу был взят аппарат «Луна-26» с бортовым ТВ-комплексом), позволяющим измерять углы между направлением на звезду с точно известными координатами и направлением на световой маяк.

4. Размещение в точках Лагранжа оптико-электронных инструментов для постоянного наблюдения за аппаратами на лунной поверхности (за основу был взят аппарат «Спектр-УФ»). В составе оптико-электронных приборов планируется установить:

- оптический телескоп с полем зрения 0,5 что позволит иметь в поле зрения часть диска Луны с угловым разрешением 1 угл. сек., и дает разрешение до десятков метров;

- импульсный лазер (волоконный лазер), позволяющий в совокупности с телескопом измерять расстояние «космический аппарат – ретрорефлекторы на контрольных лунных станциях» с высокой точностью.

Система оптического глобального позиционирования объектов на поверхности Луны позволит измерение координат любого объекта с точностью до десятков метров.

**УПРАВЛЕНИЕ УГЛОВЫМИ МАНЕВРАМИ КОСМИЧЕСКОГО  
АППАРАТА С НИЗКОЧАСТОТНЫМИ УПРУГИМИ  
КОЛЕБАНИЯМИ КОНСТРУКЦИИ И СТРУКТУРНОЙ  
НЕУСТОЙЧИВОСТЬЮ**

**А. В. Жирнов**

*Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева*

*Разработан алгоритм управление угловыми маневрами структурно неустойчивого космического аппарата, позволяющий управлять модой его движения соответствующей твердому телу и демпфировать низкочастотные упругие колебания его конструкции с помощью одного и того же набора исполнительных органов. Алгоритм использует оценки угловой скорости космического аппарата как твердого тела и упругих составляющих в показаниях датчика угловой скорости, формируемые адаптивным наблюдателем.*

*Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научных проектов №18-08-01379 и №17-08-01635.*

В работе рассматривается динамика управляемого углового движения структурно неустойчивого космического аппарата (КА) [1] с низкочастотными упругими колебаниями конструкции. В процессе управления ориентацией таких аппаратов работа исполнительных органов (ИО) системы управления может возбуждать упругие колебания конструкции, влияние которых существенно снижает качество управления, а также может привести к превышению допустимых нагрузок на конструкцию. При этом требования к управляющему воздействию для стабилизации моды движения соответствующей абсолютно твердому телу и требования для стабилизации составляющей движения, вызванной влиянием упругих колебаний конструкции, являются противоречивыми, что сильно затрудняет управление таким объектом. Также при наличии низких или сверхнизких частот собственных колебаний конструкции КА, может сильно увеличиться время стабилизации.

Для получения оценок вектора состояния (угловой скорости КА как твердого тела и составляющих в показаниях датчика угловой скорости (ДУС), вызванных влиянием упругих колебаний конструкции) и параметров объекта (собственных частот и коэффициентов влияния доминирующих тонов упругих колебаний конструкции) был разработан адаптивный наблюдатель [2], блок-схема которого приведена на рис.1.

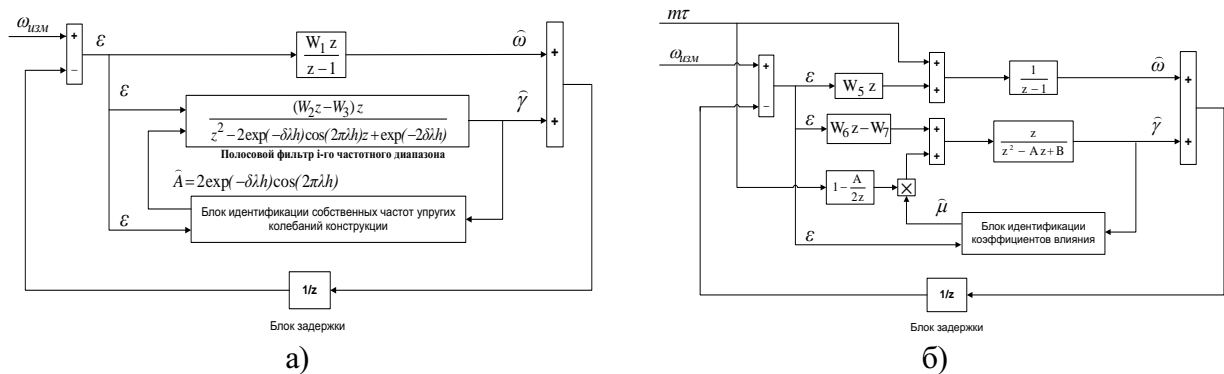


Рис. 1. Блок схема адаптивного наблюдателя с оценкой собственных частот колебаний (а) и оценкой коэффициентов влияния (б). Здесь  $\omega_{изм}$  – измеренная угловая скорость;  $\hat{\omega}$  – оценка угловой скорости как твердого тела;  $\hat{\gamma}$  – оценка скорости доминирующего тона упругих колебаний конструкции;  $\varepsilon$  – невязка;  $m$  – управляющее ускорение;  $\tau$  – время работы двигателя;  $\hat{A}, A$  – оценка функции оцениваемой частоты упругих колебаний и ее номинальное значение соответственно;  $\hat{\mu}(n)$  – оценка коэффициента влияния;  $W_1..W_8$  – весовые коэффициенты

В данной работе предлагается одни и те же исполнительные органы использовать как для управления ориентацией по твердому телу, так и для активного демпфирования упругих колебаний конструкции. В связи с этим был разработан алгоритм, совмещающий два релейных закона управления, один из которых закон управления по твердому телу, а второй – релейный закон активного демпфирования.

Алгоритм анализирует текущее состояние углового движения на фазовой плоскости. При попадании фазовой траектории, описывающей движение объекта управления как твердого тела, внутрь зоны нечувствительности релейного алгоритма управления начинается решение задачи активного демпфирования упругих колебаний конструкции.

Управляющий сигнал в этом случае строится на основании оценки скорости упругих колебаний конструкции в месте установки ДУС, полученной адаптивным наблюдателем. Таким образом, управление объектом разделяется по времени на управление движением абсолютно твердого тела и на активное демпфирование упругих колебаний конструкции.

На рис. 2 представлены переходные процессы оценок угловой скорости КА как твердого тела (а), собственной частоты упругого тона (б) и коэффициента влияния (в), полученные в результате численного моделирования углового разворота на 11,5 градуса с угловой скоростью 0,1 град/с. Значения весовых коэффициентов наблюдателя  $W_1..W_8$  брались в соответствии с областями сходимости, а значение коэффициента усиления обратной связи бралось в соответствии с областью устойчивости. Динамика конструкции КА в бортовой модели была представлена одним доминирующим тоном упругих колебаний с собственной частотой 0.1 Гц и значением коэффициента влияния  $-3\kappa z^{-1} \cdot м^{-2}$ . Начальные значения оценок параметров в бортовой модели были следующими: собственная частота 0,3 Гц, коэффициент влияния  $4\kappa z^{-1} \cdot м^{-2}$ . Подстройка параметров велась на фоне выполнения углового маневра с использованием релейных ИО. Можно видеть,

что изначально значение оценки коэффициента влияния в бортовой модели было положительным, что соответствует структурно устойчивому КА. Однако в процессе идентификации было верно определено отрицательное значение коэффициента влияния, что соответствует структурно неустойчивому КА. Ниже (рис. 3) показано поведение системы на фазовой плоскости. Можно видеть, что процесс активного демпфирования упругих колебаний конструкции происходит внутри зоны нечувствительности алгоритма управления КА как твердым телом.

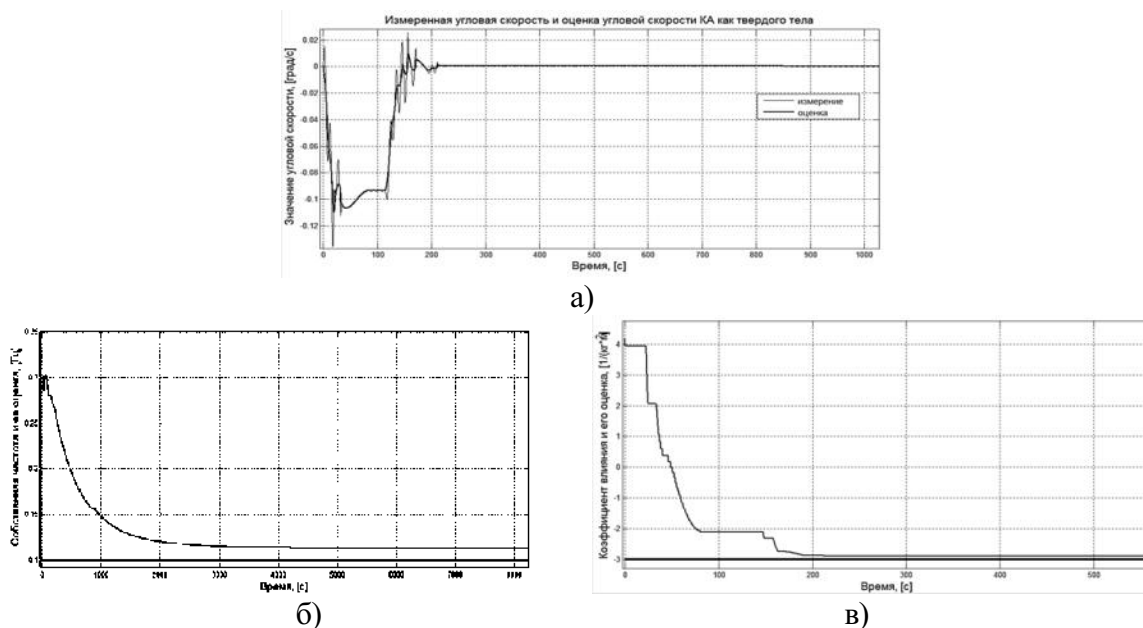


Рис. 2. Результаты численного моделирования процесса настройки бортовой модели динамики конструкции в одном из каналов управления: а) измеренная угловая скорость и оценка угловой скорости как твердого тела, б) оценка собственной частоты упругого тона, в) оценка коэффициента влияния.

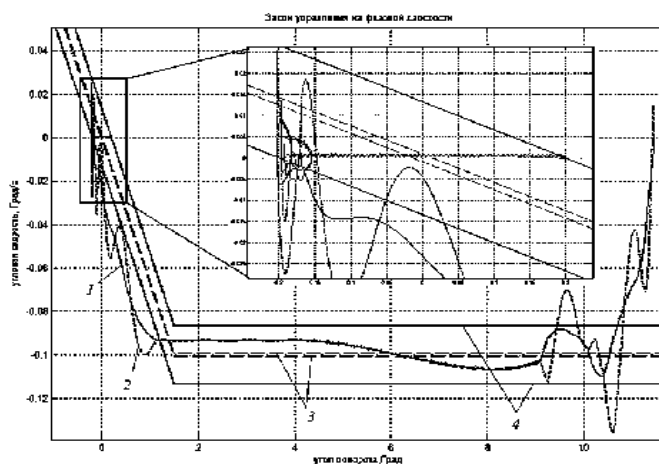


Рис. 3. Движение системы на фазовой плоскости при численном моделировании разворота при управлении с помощью предлагаемого алгоритма. 1 – фазовая траектория, построенная по оценке движения твердого тела; 2 – фазовая траектория, построенная по измеренной угловой скорости; 3 – линии переключения алгоритма активного демпфирования; 4 – линии переключения алгоритма управления движением твердого тела

## Библиографический список

1. Колесников К. С. Динамика ракет. М.: Машиностроение, 2003.
2. Жирнов А. В., Тимаков С. Н. Алгоритм диагностики отказов двигателей ориентации МКС на основе самонастраивающейся бортовой модели динамики углового движения // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Серия «Приборостроение». 2016, № 4 (109), С. 98 – 114.

## БЕЗЭЛЕКТРОДНЫЙ ПЛАЗМЕННЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ВЫСОКОЙ МОЩНОСТИ

**А. А. Казбанов, А. Б. Деркачев, И. И. Панков, О. О. Спивак**

*АО «Конструкторское бюро химавтоматики», г. Воронеж*

В работе приведен обзор безэлектродного плазменного двигателя высокой мощности. Приведена и описана схема блоков, входящих в безэлектродный ракетный двигатель. Описаны конкурентные преимущества безэлектродного плазменного ракетного двигателя высокой мощности по сравнению с другими электроракетными двигателями.

БПРД – безэлектродный плазменный ракетный двигатель, который ионизирует ВЧ-излучением рабочее тело, удерживаемое в магнитном поле высокой напряженности, с последующей накачкой мощности ИЦР антенной и ускорения плазмы в магнитном сопле.

Физические принципы работы БПРД схожи с принципами, на которых основана работа токамаков и стеллараторов, но в отличие от перечисленных выше энергоустановок в БПРД используется магнитное поле с открытой топологией (линейное ускорение). Плазма в БПРД удерживается радиально, но может свободно покидать устройство в осевом направлении, тем самым создавая тягу.

Все блоки БПРД содержат магнитные системы и выполняют разные функции.

На рисунке 1 представлена схема БПРД, который состоит из четырех основных блоков:

1. Геликонный блок, как отдельно взятый генератор плазмы может эффективно ионизировать тяжелые рабочие тела, такие как неон, азот, аргон, ксенон, а также более легкие рабочие тела, такие как водород, дейтерий и гелий. Рабочее тело напускается в камеру ионизации узлом подачи, который обеспечивает необходимый объем рабочего тела для создания требуемых параметров.

Расход рабочего тела в этих системах может изменяться от нескольких долей до нескольких десятков миллиграмм в секунду. Газ напускается в ионизационную камеру, в которой под воздействием ВЧ-излучения от антенны, рабочее тело ионизируется в магнитном поле.

Под цифрой I обозначен блок геликона. Он состоит из антенного блока ВЧ-излучения (8), секции сверхпроводящих магнитов (9), корпуса (10), тракта, удерживающей газ, которая дает возможность ВЧ мощности возбуждать плазму внутри ионизационной камеры (11) и линии электропитания (12).

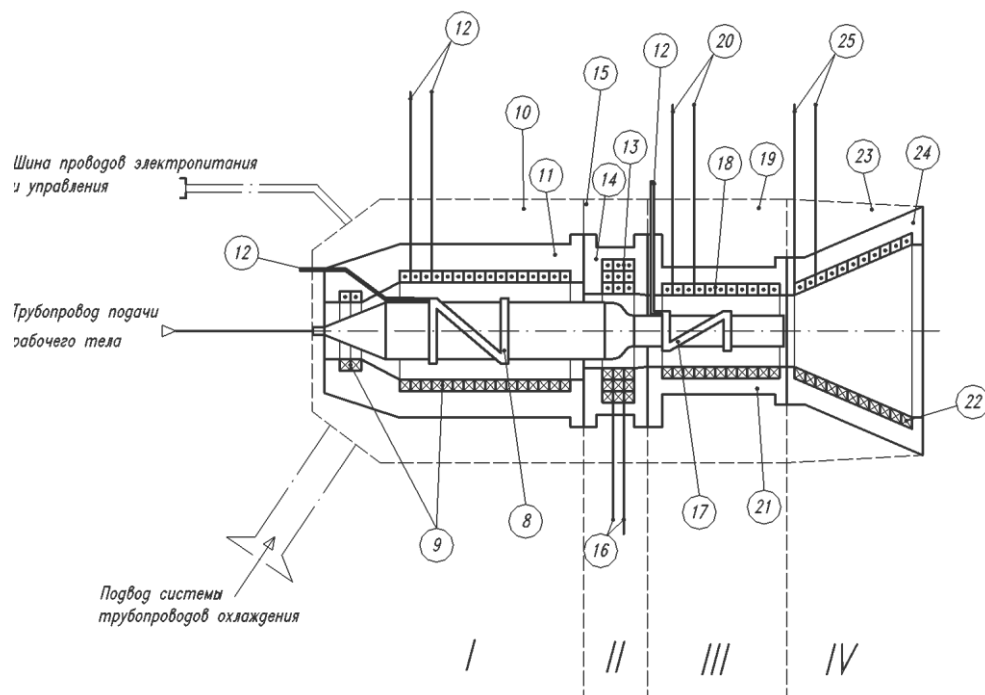


Рисунок 1 – Схема блоков БПРД

2. Блок сжимающе-ориентационного магнитного кольца, который обозначен цифрой II, расположенный в направлении выпускного отверстия, дает возможность впускать ионизированное рабочее тело в блок III, одновременно блокируя поток нейтральных частиц вокруг участка ионизации, за счет чего, в зависимости от расхода рабочего тела и ВЧ-мощности, этот блок позволяет преобразовать до 100% рабочего тела в плазму в блоке I. Блок сжимающе-ориентационного магнитного кольца состоит из секции сверхпроводящих магнитов (13), которые создают сильное магнитное поле в несколько Тесла, системы охлаждения секции сверхпроводящих магнитов (14), корпус блока (15), линии электропитания (16).

3. Блок ионно-циклотронного резонанса, обозначен цифрой III, идет сразу за блоком сжимающе-ориентационного кольца. Ионно-циклотронный резонанс необходим для дальнейшего нагрева плазмы. В этом блоке электроны плазмы разогреваются до температур в миллион градусов Кельвина. Поверхности, окружающие двигатель защищены от непосредственного контакта с высокотемпературной плазмой, магнитным полем, удерживающим плазму.

Блок ионно-циклотронного резонанса состоит из антенны ВЧ-излучения ионно-циклотронного резонанса (17), секции сверхпроводящих магнитов ионно-циклотронного резонанса (18), корпуса блока ионно-циклотронного резо-



нанса (19), системы электропитания (20), охлаждения магнитной секции ионно-циклотронного резонанса (21).

5. Магнитное сопло, обозначено цифрой IV, создает магнитное поле нужной формы для эффективного преобразования перпендикулярного ионного перемещения в перемещение по оси и, таким образом, создать полезную тягу и обеспечить достаточное распространение поля, чтобы сделать возможным эффективное отделение плазмы от части поля. Магнит сопла может быть сконструирован как отдельное устройство или как узел, состоящий из отдельных колец, которые обеспечат необходимую форму поля. Магнитное сопло состоит из набора сверхпроводящих электромагнитных катушек (22), корпуса блока магнитного сопла (23), системы охлаждения магнитной секции блока магнитного сопла (24), системы электропитания блока магнитного сопла (25).

Магнитное поле связывает эти четыре блока в единый модуль, обеспечивая термоизоляцию плазменных потоков от стенок и элементов конструкций, резонансные условия для генерации плазменного потока и введения энергии в ионный компонент, а также перевод поперечной энергии ионного компонента в продольную в магнитном сопле для создания тяги.

**Выводы.** Конкурентные преимущества БПРД высокой мощности по сравнению с другими типами ЭРД:

- в 10 – 100 раз больше плотность потока мощности, что позволяет создать БПРД в виде единого компактного модуля:
- масштабируются в широком диапазоне мощностей без изменения схемы
- возможность оперативно (без конструктивных изменений) регулировать в широком диапазоне удельный импульс при постоянной мощности;
- нет разделения зарядов и, поэтому, не требуются компенсаторы объемного заряда;
- увеличение ресурса из-за отсутствия электродов;
- высокий КПД использования рабочего тела;
- нет ограничений по рабочим телам.

Возможность регулировать удельный импульс в широком диапазоне при постоянной мощности позволяет экономично расходовать рабочее тело, т.к. имеется возможность подобрать параметры таким образом, что скорость частиц на выходе из сопла будет равна скорости КА. Благодаря этому можно уменьшить объем баков с рабочим телом и увеличить полезную нагрузку.

Безэлектродная схема создания и поддержания и магнитное удержание плазмы в сильном магнитном поле увеличивают ресурс двигателя, который достигает тысяч часов.

КПД БПРД может быть выражен соотношением истекающей кинетической энергии к входной электрической мощности, где меньшая часть электрической мощности идет на первую ступень – геликон, а большая часть идет на нагрев с помощью ионно-циклотронного резонанса.

На основе всех этих преимуществ можно сказать, что БПРД является наиболее перспективным типом двигателя для космического буксира высокой мощности.

## Библиографический список

1. Кубарев Ю. В., Курдюшев К. П., Смирнов В. А. Выбор и состояние разработки электрореактивных двигателей мегаваттного класса для межпланетных полетов.
2. F. R. Chang Díaz, Superconducting Magnet Development for the VASIMR Engine, February, 2005.
3. J. P. Squire, L.D. Cassady at al. Superconducting 200 kW VASIMR Experiment and Integrated Testing. IEPC-2009-209, 2009.
4. F. R. Chang-Diaz. The VASIMR Rocket. J. Scientific American, November 2000.
6. Брухтий В. И., Курдюшев К. П. СВЧ колебания как показатель предельных режимов магнитоплазодинамического двигателя // ЖТФ, 2000, том 26, вып. 14, с. 42 – 47.
7. O.V. Batishchev. Mini-Helicon Plasma Thruster Characterization. 44<sup>th</sup> AIAA Joint Propulsion Conference, AIAA 2008-5293.
8. J. L. Rovey, R. A. Stubbers at al. Plasma Properties in the Magnetic Nozzle of an Electron Cyclotron Resonance Plasma Source. 44<sup>th</sup> AIAA Joint Propulsion Conference, AIAA 2008-5191.
9. F. R. Chang Diaz. Patent application publication № US 2010/0213851 A1.

## АЛГОРИТМ ГАРАНТИРОВАННОГО ОЦЕНИВАНИЯ ВЕКТОРА СОСТОЯНИЯ В ЗАДАЧАХ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Е. О. Подвилова, Д. П. Клепач, А. А. Романова, В. И. Ширяев

ФГАОУ ВО «ЮУрГУ (НИУ)», г. Челябинск

Рассматривается задача оценивания вектора состояния динамической системы в условиях неопределенности. Существует два различных подхода к оцениванию вектора состояния линейных динамических систем: вероятностный, например, фильтр Калмана и гарантированный. Фильтр Калмана основан на предположении, что статистические характеристики возмущений и помех, действующих на систему, известны [1, 5, 7]. Однако в реальных условиях статистическая информация может отсутствовать, поэтому применение фильтра Калмана может быть не обоснованным [3] и оценки могут быть неточные, а истинное состояние может находиться за пределами доверительных множеств. Тогда задачу оценивания рассматривают в гарантирующей или минимаксной постановке [1, 2, 4, 6, 8 – 11]. Минимаксный фильтр включает в себя выполнение операций суммы множеств в смысле Миньковского, линейного преобразования и пересечение множеств. Однако построение информационных множеств

является вычислительно сложной задачей для систем больших размерностей, тогда вместо точного построения информационных множеств используют приближенное значение, то есть аппроксимацию. Работа продолжает исследования [6, 9, 10].

Рассматриваются уравнения движения и измерений в линейном приближении

$$x_{k+1} = Ax_k + \Gamma w_k, \quad (1)$$

$$y_{k+1} = Gx_{k+1} + Hv_{k+1}, k = 0, 1, \dots, N - 1, \quad (2)$$

где  $x_k \in R^n, w_k \in R^{n_w}, y_{k+1} \in R^m, v_{k+1} \in R^{m_v}$  – векторы состояния системы, возмущений, измерений, ошибок измерений соответственно,  $A, \Gamma, G, H$  – известные матрицы соответствующих размерностей.

О начальном состоянии  $x_0$ , возмущениях  $w_k$ , ошибках измерения  $v_k$  известно, что они могут принимать в каждый  $k$ -й момент времени любое значение из множеств

$$x_0 \in X_0, w_k \in W, v_{k+1} \in V, k = 0, 1, \dots, N - 1, \quad (3)$$

которые заданы в виде выпуклых многогранников.

Известно[1], что результатом гарантированного оценивания вектора состояния  $x_{k+1}$  систем (1)-(3) является информационное множество

$$\bar{X}_{k+1} = X_{k+1/k} \cap X[y_{k+1}], \quad (4)$$

где  $X_{k+1/k} = A\bar{X}_k + \Gamma W$ , – множество прогнозов вектора состояния,  $X[y_{k+1}] = \{x \in R^n | Gx + Hv = y_{k+1}, v \in V\}$  – множество состояний, совместимых с измерением  $y_{k+1}$ .

Как отмечалось [2], реализация операций над множествами в (4) в реальном времени является вычислительно сложной. Поэтому в работе предлагается строить оценку  $\bar{X}_{a_{k+1}}$  информационного множества  $\bar{X}_{k+1}$  в виде выпуклого многогранника, полученного путем аппроксимации сверху «точного», но заданного неявно системой линейных неравенств информационного множества, полученного из системы (1)-(3)

$$\bar{X}_{a_{k+1}} = \{x_{k+1} \in R^n | A_{k+1}x \leq b_{k+1}\}, \quad (5)$$

причем верно  $\bar{X}_{a_{k+1}} \supseteq \bar{X}_{k+1}$  (рисунок 1).

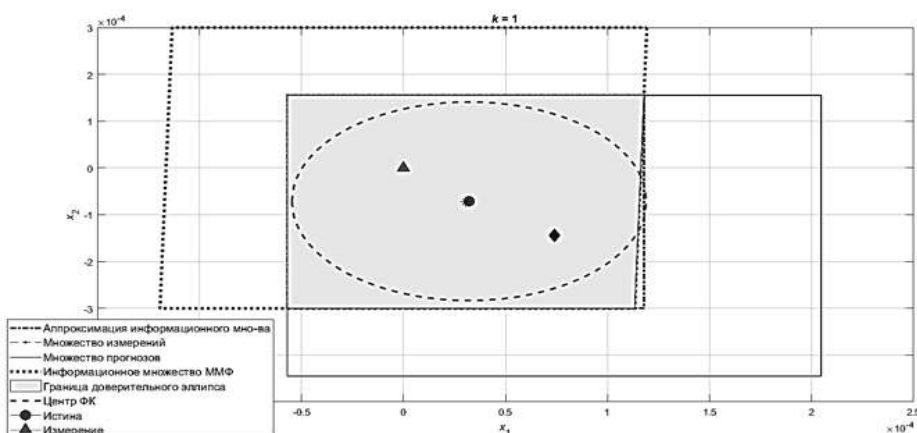


Рисунок 1 – Аппроксимация информационного множества

Получены алгоритмы оценивания состояния динамической системы с помощью методов линейного программирования. Приводится пример расчета алгоритма оценивания и сравнение с фильтром Калмана. В случае, если возмущения и помехи являются случайными величинами, с неизвестным законом распределения, то применение фильтра Калмана будет не обоснованным [3]. В этом случае возможна ситуация, когда истинное значение вектора состояния  $x_k$  выходит за пределы доверительного эллипса (рисунок 2).

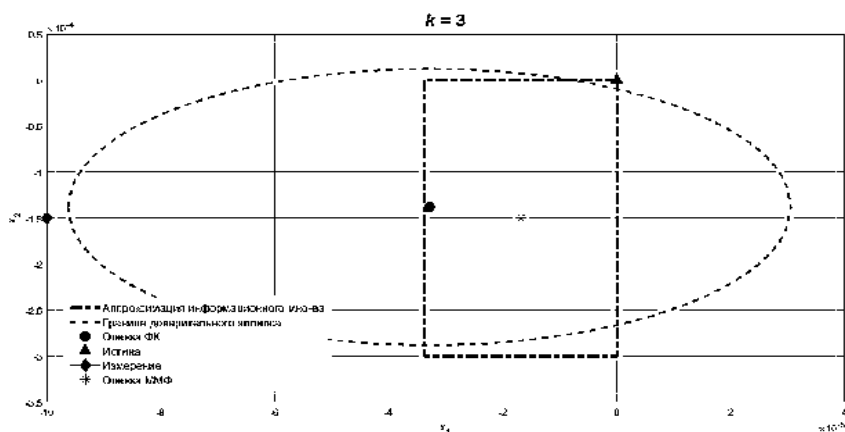


Рисунок 2 – Сравнение оценки минимаксного фильтра с оценкой фильтра Калмана

Одним из возможных методов ускорения работы алгоритма является их нейросетевая реализация.

### Библиографический список

1. Алешин Б. С. Ориентация и навигация подвижных объектов: современные информационные технологии / Под. Ред. Б.С. Алешина, К.К. Веремеенко, А.И Черноморского. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. 424 с.
2. Кац И. Я., Куржанский А. Б. Минимаксная многошаговая фильтрация в статистически неопределенных ситуациях // Автоматика и телемеханика. 1978. № 11. С. 79–87.
3. Калман Р. Е. Идентификация систем с шумами // Успехи математических наук. 1985. Т.40. №4(244). С. 27 – 41.
4. Кунцевич В. М. О точности построения аппроксимирующих моделей при ограниченных помехах измерений // Автоматика и телемеханика. 2005. №5. С. 125 – 133.
5. Леффертс И. Дж., Маркли Ф. Л., Шустер М. Д. Использование фильтров Калмана для оценивания пространственной ориентации КЛА // Аэрокосмическая техника. 1983. Т. 1 № 8. С. 135 – 149.
6. Подвилова Е. О., Ширяев В. И. О подходе к оцениванию состояния динамических систем как к решению системы линейных неравенств // Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия «Компьютерные

технологии, управление, радиоэлектроника». 2013. Вып. 17, № 3(13). С. 133–136.

7. Рябогин Н. В., Соколов В. Н., Задорожная Н. М. Комплексование информации инерциальных измерительных блоков и звездных приборов на основании оценки вектора малого поворота // Мехатроника, автоматизация, управление. 2017. Т. 18, № 5. С. 351 – 357.

8. Шалыгин А. С. Методы моделирования ситуационного управления движением беспилотных летательных аппаратов / Под. Ред. А. В. Ноздрачев, Л. Н. Лысенко. М.: Машиностроение, 2012. 584 с.

9. Ширяев В. И. Алгоритмы управления динамическими системами в условиях неопределенности // Мехатроника. 2001. № 8. С. 2 – 5.

10. Ширяев В. И. Синтез управления линейными системами при неполной информации // Изв. РАН. Техническая кибернетика. 1994. №3. С. 107 – 115.

11. Черноусько Ф. Л. Оценивание фазового состояния динамических систем. Метод эллипсоидов. М.: Наука, 1998. 320 с.

УДК 629.7.052

## **СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО МИКРОАППАРАТА НА ДВИГАТЕЛЯХ-МАХОВИКАХ**

**М. Ю. Корецкий, С. В. Порсева, Н. А. Неровный**

*Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана*

Благодаря достижениям в области микроэлектроники и микроэлектромеханики стало возможным создание спутников массой от 1 до 10 килограмм – космических микроаппаратов (КМА). Такие аппараты успешно решают задачи космической радиосвязи и дистанционного зондирования Земли. На базе КМА проводят научные эксперименты и экспериментальную отработку аппаратуры. Таким образом, КМА занимают свою нишу на рынке космических услуг. При этом многие миссии, выполняемые средствами КМА, требуют обеспечения определенной угловой скорости и углового положения аппарата (задачи закрутки и ориентации). Для управления ориентацией КМА, где требуемые угловые скорости аппарата сопоставимы или больше угловой скорости орбитального движения, предпочтительно использовать двигатели-маховики.

Данная работа посвящена разработке системы управления ориентацией КМА на двигателях-маховиках. В работе показан результат проектирования устройства ориентации на четырех двигателях-маховиках для КМА формата 1.5U CubeSat. Приведена структура системы автоматического управления, которая способна решать задачу закрутки вдоль произвольной оси и задачу одноосной ориентации аппарата.

В результате работы получена упрощенная математическая модель КМА с двигателями-маховиками в векторной форме. Сконструирован блок двигателей-маховиков. На основе полученного математического описания и параметров блока двигателей-маховиков составлена математическая модель аппарата в среде MATLAB Simulink. Для управления КМА использован принцип подчиненного регулирования, где введен контур регулирования скорости и контур регулирования положения аппарата. Выполнено математическое моделирование движения КМА с маховиками и промоделирована работа системы автоматического управления ориентацией.

Данная система ориентации разрабатывается для КМА «Ярило», предназначенного для исследования солнечной активности с помощью рентгеновского спектрофотометра производства ФИАН им. П.Н. Лебедева. Разработка аппарата и его подсистем ведется студенческим коллективом МГТУ имени Н.Э. Баумана.

УДК 629.78

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ФОРМИРОВАНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ В РАМКАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МИССИИ ПО ИЗУЧЕНИЮ ВЕНЕРЫ**

**В. В. Корянов, В. А. Зубко, А. А. Беляев**

*Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана*

Для поиска тормозного импульса для перехода на ограниченную орбиту вокруг точки либрации L2 используется метод плоскостей. Его суть заключается в следующем. Две плоскости задаются относительно точки L2:

Задается система координат, связанная с точкой L1. Ось OX направлена по линии, соединяющей Венеру, Солнце и точку L1. Ось OY ортогональна оси OX вверх, а ось OZ дополняет тройку векторов до правой. Т.е. в плоскости XOZ происходит вращение Венеры вокруг Солнца.

После срабатывания тормозного импульса аппарат, продолжая движение от Земли, пересекает первую плоскость. Этот момент времени фиксируется. ЛА продолжает движение только под действием гравитационных сил со стороны Солнца и Венеры. Дальше происходит фиксирование второго пересечения ЛА одной из данных плоскостей, а также промежуток времени между первым и вторым пересечением. Таким образом происходит поиск максимума функции времени пребывания ЛА между этими плоскостями в зависимости от величины тормозного импульса. Иными словами, наибольшее время пребывания говорит о том, что ЛА попал на ограниченную орбиту вокруг точки L1.

Поиск необходимого тормозного импульса происходит методом деления отрезка пополам. Задается начальное приближение для тормозного импульса,

после чего происходит поиск наиболее благоприятного значения искомого импульса для перехода на ограниченную орбиту.

Суть программно-математического алгоритма для поиска зон видимости заключается в следующем. Определяется положение двух КА в Венерианской экваториальной системе координат (СК). Затем находится радиус-вектор, который соединяет рассматриваемые аппараты, а также строятся касательные к сферам, одна из которых представляет собой поверхность Венеры, а другая – границу атмосферы Венеры. Эти касательные проводятся из точки пространства, в которой в данный момент времени находится аппарат на орбите вокруг точки либрации. И угол между полученными касательными определяет диапазон необходимых для исследования атмосферы зон видимости между двумя КА. В итоге, проверяется условие того, чтобы радиус вектор, который соединяет рассматриваемые КА, находился в данном диапазоне.

Положения аппаратов берутся для определенного момента времени. Реальная картина представляет собой изменяющееся положение аппаратов друг относительно друга, за счет эволюции их орбит. Поэтому возникает необходимость перестраивать касательные для каждого отдельного момента времени и пересчитывать положение аппаратов в экваториальной системе координат.

УДК 629.785

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ФОРМ ПОСАДОЧНОГО АППАРАТА, СПОСОБНОГО ОСУЩЕСТВЛЯТЬ МАНЕВРЕННЫЙ СПУСК В АТМОСФЕРЕ ВЕНЕРЫ**

**А. В. Косенкова, А. Б. Мартынов**

*АО «НПО Лавочкина»*

Изучение Венеры как планеты земной группы представляет интерес не только с точки зрения фундаментальной науки, но и с точки зрения сравнительной планетологии: исследования Земли, Венеры и Марса позволяют лучше понять раннюю историю формирования и развития планет земной группы, эволюцию их атмосфер, различие в истории их тектонической активности. В частности, это позволяет провести параллели в будущее, показывая возможные пути эволюции нашей Земли, ее атмосферы и климата.

Для комплексного изучения атмосферы, поверхности, внутреннего строения и окружающей плазмы Венеры на сегодняшний день ведется работа над проектом «Венера-Д» российско-американской объединенной научной рабочей группой (ОНРГ). Концепция проекта «Венера-Д», сформулированная ОНРГ, включает «базовые» и дополнительные элементы миссии. «Базовая концепция» предусматривает орбитальный и посадочный аппараты (Госкорпорация «Рос-

космос»), а также малую долгоживущую станцию (LLISSE, NASA), которая будет установлена на посадочном аппарате. В качестве дополнительных элементов рассматриваются аэростатные зонды (NASA), субспутники в точках Лагранжа L1 и L2, а также дополнительные посадочные станции и маневренные посадочные аппараты.

Наибольший интерес для ученых представляют участки поверхности планеты, где сохранились следы тектонических процессов. При этом на данный момент в рамках разрабатываемого проекта «Венера-Д» исполнение посадочного модуля является аналогом посадочных аппаратов серии «Венера» и «Вега», которые имеют сферическую форму и относятся к классу баллистических аппаратов, не имеющих возможности осуществлять маневры на участке спуска в атмосфере с целью выбора места посадки. В связи с этим в качестве дополнительных элементов миссии актуально создание посадочных аппаратов (ПА), способных осуществлять маневренный спуск на поверхность Венеры, для чего в работе проведено исследование возможностей различных аэродинамических форм посадочных аппаратов, а также возможных траекторий спуска на поверхность планеты.

Использование аппаратов сферических (советские) и конических (американские) форм в период с 1961 по 1984 гг., в том числе на начальных этапах исследования планеты, было вызвано простотой и надежностью их конструкции, на первом плане было достижение аппаратом поверхности с сохранением работоспособности аппаратуры. Для выбора определенного места посадки необходим посадочный аппарат, обладающий возможностью совершения маневров, то есть с определенным аэродинамическим качеством.

Однако обеспечение наличия аэродинамического качества влечет за собой усложнение и рост массы конструкции посадочного аппарата. Определенным компромиссным решением этой проблемы может быть использование аппаратов класса «несущий корпус», которые при допустимом усложнении конструкции обладают аэродинамическим качеством, достаточным для решения текущих задач маневрирования в атмосфере планеты.

В данной работе рассматриваются варианты аэродинамических форм посадочных аппаратов, обладающих способностью совершения маневров с целью выбора требуемого района посадки, проводится сравнительный анализ данных аппаратов в части маневренности, массово-габаритных и аэродинамических характеристик на основе различных сравнительных параметров и критериальных оценок. Для данных конфигураций ПА представлен общий вид компоновок исходя из габаритов целевой аппаратуры и максимального использования всего объема ПА. Приводится расчет аэродинамических характеристик численным методом для ПА класса «несущий корпус» по ньютоновской теории обтекания; рассматриваются различные варианты траекторий спуска на Венеру для данного посадочного аппарата, в том числе для возможности осуществления бокового маневра в атмосфере планеты; а также приводится сравнение этих



траекторий с траекторией спуска традиционно используемого посадочного аппарата класса «баллистический спуск».

Таким образом, основными техническими характеристиками аппаратов предлагаемых конфигураций являются высокая маневренность, возможность посадки в заданные районы, наиболее привлекательные для исследования, а также улучшение тепловых режимов и снижение перегрузок при спуске в атмосфере планеты. Кроме того, применение подобных аппаратов позволит расширить круг задач и научных исследований, которые можно будет провести не только на поверхности, но и на этапе спуска в атмосфере до момента достижения поверхности планеты.

УДК 629.7.05

**О РЕЗУЛЬТАТАХ РАЗРАБОТКИ, ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ,  
ЭКСПЛУАТАЦИИ И ВОЗМОЖНОСТИ ПОВТОРНОГО  
ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МАЛОГАБАРИТНОГО  
ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ  
СКОРОСТИ НА БАЗЕ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ  
ГИРОСКОПОВ**

**С. А. Краснов, А. В. Дубинин, А. М. Горячкин**

*Филиал ФГУП «Центр эксплуатации объектов наземной космической  
инфраструктуры» – «Научно-исследовательский институт прикладной  
механики имени академика В. И. Кузнецова»*

В НИИ ПМ разработан малогабаритный гироскопический измеритель вектора угловой скорости (ГИВУС) на базе волоконно-оптических гироскопов (ВОГ) для использования в герметичном отсеке в составе системы управления космического аппарата (КА).

Прибор предназначен для измерения вектора угловой скорости, формирования и передачи в систему управления космического аппарата информации о проекциях вектора угловой скорости на оси приборной системы координат и о приращениях интегралов от этих проекций на заданных временных интервалах.

Прибор состоит из 3-х измерительных каналов с ортогональной ориентацией измерительных осей. Все три канала работают одновременно. В состав прибора входят чувствительные элементы и электронные устройства обработки сигналов, вторичного питания и информационного обмена.

В качестве чувствительных элементов применены малогабаритные ВОГ разработки и изготовления НИИ ПМ с длиной волокна порядка 500 м. Малогабаритный ВОГ прошел весь комплекс автономных испытаний и подтвердил соответствие своих технических характеристик требованиям ТЗ на них.

Прибор имеет негерметичную моноблочную конструкцию, масса прибора составляет не более 1,8 кг.

Конструкция модулей и схема их установки обеспечивают пассивную теплопередачу (без применения системы термостатирования) тепловой мощности от электро-радио изделий на теплоотдающую поверхность корпуса прибора для дальнейшей передачи ее на тепловоспринимающую поверхность установочного кронштейна аппарата. Диапазон изменения температуры от 0 до 50 °С.

Конструкция блока чувствительных элементов обеспечивает жесткую установку ЧЭ ВОГ относительно корпуса с минимальной тепловой проводимостью и осуществляет тепловую изоляцию ЧЭ ВОГ от влияний изменений температур внешней среды, тепловоспринимающей поверхности установочного кронштейна аппарата и потоков мощности собственных электронных устройств прибора.

Установка прибора в КА производится на кронштейне на три опорные втулки прибора. Фиксация прибора на кронштейне производится по направляющим штифтам через отверстие и паз с гарантированным зазором. Прибор закрепляется тремя винтами через отверстия втулок. На корпусе прибора имеется шпилька для металлизации.

Отвод тепловой мощности с прибора осуществляется через зазор между днищем прибора и тепловоспринимающей поверхностью кронштейна, заполненный теплопроводной пастой.

Прибор имеет два выхода:

- аналоговый, который выдает информацию об угловой скорости в виде выходного напряжения;
- дискретный, который формирует информацию о приращениях интегралов от проекций угловой скорости в виде последовательностей импульсов.

Прибор прошел полную наземную автономную отработку, в том числе климатические, механические испытания, испытания на электромагнитную совместимость и стойкость к спецвоздействиям, а также комплексные испытания в составе возвращаемого аппарата космического корабля «Союз-ТМА» с положительными результатами.

По результатам наземной отработки подтверждены технические характеристики прибора по аналоговым выходам для применения в составе КА:

- диапазон измерения угловой скорости –  $\pm 20^\circ/\text{с}$ ;
- масштабный коэффициент –  $(0,4000 \pm 0,0200) \text{ В}\cdot\text{с}/^\circ$ ;
- максимальное значение переменной составляющей – не более  $0,01 \text{ }^\circ/\text{с}$ ;
- смещение нуля –  $\pm 0,01 \text{ }^\circ/\text{с}$ ;
- отклонение углового положения осей чувствительности измерительных каналов относительно системы координат, связанной с посадочными плоскостями прибора по произвольному направлению в течение назначенного срока службы –  $\pm 7$  угл. мин;
- время достижения функциональной готовности – не более 3 с;
- время достижения точностной готовности – не более 20 мин;
- потребляемая мощность в установившемся режиме – не более 9 Вт;

- срок службы – не менее 10 лет;
- ресурс – не менее 10000 ч.

С марта 2014 года приборы устанавливаются в резервный контур системы управления спуском на возвращаемый аппарат космического корабля «Союз-ТМА» («Союз-МС»).

На май 2019 года изготовлено и поставлено заказчику 20 приборов.

По результатам анализа результатов летных испытаний прибора с использованием телеметрической информации о проекциях вектора угловой скорости КА, измеряемых прибором на участках спуска КА с орбиты искусственного спутника Земли, срабатывания парашютной системы и приземлении, показания прибора в полной мере отражают динамику движения КА, что позволяет констатировать отсутствие замечаний к работе прибора. Таким образом, прибор подтвердил свои основные технические характеристики в условиях воздействия реальных эксплуатационных факторов.

В конце 2017 г. в НИИПМ были проведены работы по подтверждению возможности повторного использования приборов КИНД34-062. В рамках указанных работ были проведены:

- оценка возможности повторного использования приборов КИНД34-062 и входящих в них устройств на двух образцах прибора КИНД34-062, прошедших без замечаний летные испытания,
- оценка возможности повторного использования ВОГ и электронных устройств, входящих в прибор КИНД34-062, после их демонтажа из прибора КИНД34-062, прошедшего без замечаний летные испытания.

В результате была подтверждена возможность повторного использования, был выпущен отчет и техническое решение о возможности повторного использования приборов в составе КА.

На май 2019 г. 4 прибора КИНД34-062 успешно прошли испытания на подтверждение возможности повторного использования и были допущены к повторному использованию. Из них 2 прибора успешно прошли эксплуатацию и подтвердили свои основные технические характеристики в условиях воздействия реальных эксплуатационных факторов при повторном использовании. Один прибор в данный момент находится в эксплуатации на МКС. Замечания по его работе отсутствуют.

Таким образом, характеристики, заложенные в приборе КИНД34-062, с учетом его полного соответствия требованиям технического задания, позволили использовать его при осуществлении пилотируемых пусков к МКС, в том числе повторно.

## ПРЕЦИЗИОННЫЙ АКСЕЛЕРОМЕТР С ЦИФРОВОЙ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ ОБЪЕКТОВ РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

А. Ю. Николаенко, Д. С. Гнусарев, Е. А. Депутатова

*Филиал ФГУП «НПЦАП» – «ПО «Корпус»*

Кварцевые маятниковые акселерометры (КМА) как в автономном исполнении, так и в составе бесплатформенных инерциальных навигационных систем благодаря высокой точности измерений получили широкое распространение в системах управления космических [1], авиационных, морских и наземных подвижных объектов. Условия эксплуатации таких объектов существенно отличаются, например, диапазоном рабочих температур, диапазоном измеряемых ускорений, наличием вибраций, ограничениями по потребляемой мощности, поэтому желательно максимально адаптировать КМА к различным условиям применения. По мнению авторов, решение поставленной задачи может быть достигнуто в случае разработки для акселерометра цифровой системы управления [2-4], которая позволит существенно расширить его функциональные возможности, в том числе, за счет алгоритмической компенсации погрешностей – температурной, вибрационной, нелинейности выходной характеристики и др.

**Устройство цифрового усилителя обратной связи.** На рис. 1 приведена структурная схема КМА с цифровым усилителем обратной связи (ЦУОС). ЦУОС построен только на отечественной элементной базе и представляет собой совокупность аналогового предварительного усилителя, цифрового вычислительного устройства и переключателя тока датчика чувствительного элемента (ЧЭ). В качестве цифрового вычислительного устройства применяется микроконтроллер 1986BE93У производства ПМК «Миландр» (г. Зеленоград), в состав которого в том числе входят два АЦП и три таймера-счетчика с возможностью работы в режиме широтно-импульсной модуляции (ШИМ). Тактовую синхронизацию микроконтроллера обеспечивает внешний кварцевый генератор. Для микроконтроллера цифровой системы управления на языке «С» разработана управляющая программа, основная задача которой состоит в обеспечении совместного функционирования ЦУОС и чувствительного элемента в качестве измерителя линейного ускорения.

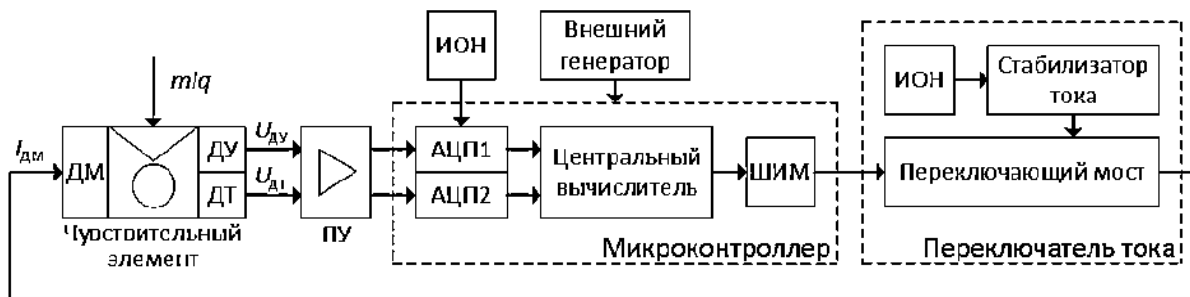


Рис. 1. Структурная схема КМА с ЦУОС:

$I_{DM}$  – ток датчика момента; ДМ – датчик момента;  $mlq$  – входное ускорение, приведенное к маятниковости акселерометра; ДУ – датчик угла;  $U_{ДУ}$  – напряжение датчика угла; ДТ – датчик температуры;  $U_{ДТ}$  – напряжение датчика температуры; ПУ – предварительный усилитель; АЦП – аналого-цифровой преобразователь; ИОН – источник опорного напряжения; ШИМ – широтно-импульсный модулятор

Работа цифрового усилителя организована следующим образом: после запуска микроконтроллера управляющая программа производит инициализацию его периферии (АЦП, таймеров, контроллера UART и т.д.) и своих модулей, считанными из постоянного записывающего устройства (ПЗУ) настройками, которые в том числе включают в себя коэффициенты корректирующих полиномов. Данные операции производятся только один раз после подачи питания на микроконтроллер. В свою очередь, выполнение основного алгоритма работы программы, который состоит из двух частей – асинхронной и синхронной, производится циклически и начинается после разрешения прерываний контроллера. Асинхронная часть алгоритма выполняется в свободное процессорное время и включает в себя вычисление температурных поправок выходной информации об измеренном ускорении. Вычисление данных поправок производится в соответствии с принятыми коэффициентами полиномов температурной коррекции и в зависимости от оцифрованного с помощью АЦП 2 значения сигнала датчика температуры, который встроен в чувствительный элемент.

Синхронная часть алгоритма выполняется в обработчике прерывания от таймера и необходима для поддержки работы цифровой обратной связи. Так, отклонение маятника чувствительного элемента от положения равновесия приводит к изменению сигнала датчика угла, который после предварительного усиления поступает на вход АЦП 1 микроконтроллера. Дискретный регулятор на основе ошибки регулирования (оцифрованного значения сигнала датчика угла) вычисляет управление, которое передается в модуль формирования ШИМ-сигнала. Данный модуль построен на базе таймера-счетчика микроконтроллера, включенного в режиме ШИМ, и позволяет совместно с блоком «Переключатель тока» преобразовать цифровой сигнал регулятора в стабилизированные по амплитуде широтно-модулированные импульсы тока датчика момента. После чего управляющее воздействие корректируется в соответствии алгоритмами компенсации погрешностей и передается в модули формирования выходных интерфейсов: контроллер UART и «Унитарный код».

**Компенсация погрешностей акселерометра.** Обеспечение широкого диапазона измерения акселерометра связано с рядом трудностей. Так, в диапазоне от 20 до 50g у КМА начинает проявляться существенная нелинейность выходной характеристики за счет разбалансировки маятника, вследствие несовпадения точек приложения инерционной, электромагнитной и газодинамической сил, действующих на маятник в условиях больших ускорений [2, 3]. Взаимное смещение точек приложения этих трех сил возникает по конструкторским и технологическим причинам и приводит к возрастанию погрешности масштабного коэффициента на ускорениях, свыше 20g до уровня 0,8%, т.е. более, чем в 80 раз в сравнении с той же погрешностью на ускорениях до 10g (до уровня 0,01%). Кроме того, увеличенный ток датчика момента чувствительного элемента приводит к его разогреву. Еще одним недостатком КМА является нелинейная зависимость масштабного коэффициента и нулевого сигнала от температуры [2], обусловленная свойствами кварцевого стекла. Следствием указанных факторов является резкое увеличение погрешности масштабного коэффициента и систематической составляющей нулевого сигнала, что понижает класс прибора. Вместе с тем воздействие вибраций приводит к тому, что акселерометр, наряду с измеряемым им линейным ускорением, измеряет и вибрационную составляющую [5]. Вибрационная составляющая, зачастую, фильтруется в системе управления и не влияет на регулируемый параметр, однако может вносить ошибку в измеряемый сигнал.

Цифровая система управления позволяет существенно расширить функциональные возможности акселерометра, в том числе, за счет алгоритмической компенсации его погрешностей – температурной и вибрационной, а также нелинейности выходной характеристики. Так, в управляющей программе микроконтроллера с использованием соответствующих полиномиальных выражений и текущего показания датчика температуры вычисляются систематическая составляющая нулевого сигнала и температурные поправки масштабного коэффициента акселерометра. А перед выдачей информации об измеренном ускорении в интерфейс производится ее коррекция. Для получения коэффициентов корректирующих полиномов необходимо с помощью климатической камеры и оптической делительной головки определить зависимость поправки масштабного коэффициента, показывающей во сколько раз выходная информация прибора отличается от идеальной при текущей температуре, и систематической составляющей нулевого сигнала от показаний датчика температуры акселерометра. После выполнения аппроксимации данной зависимости, например, с помощью кубического сплайна и записать коэффициенты полиномов полученного сплайна в ПЗУ микроконтроллера цифровой системы управления акселерометра.

Кроме того, в управляющей программе микроконтроллера с использованием информации об измеренном ускорении и соответствующих полиномиальных выражений вычисляется еще одна поправка масштабного коэффициента акселерометра. В данном случае для уменьшения нелинейности его выходной характеристики. Для получения коэффициентов корректирующих полиномов

необходимо с помощью центрифуги определить зависимость поправки масштабного коэффициента, показывающей во сколько раз выходная информация прибора отличается от идеальной при действующем ускорении, от величины перегрузки. После выполнения аппроксимации данной зависимости, например, также с помощью кубического сплайна и записать коэффициенты полиномов полученного сплайна в ПЗУ микроконтроллера.

Для повышения виброустойчивости акселерометров обычно приходится или дорабатывать конструкцию измерителя [5] или применять демпфирование прибора. Однако в случае использования цифровой системы управления снижение влияния вибрации на точность КМА достигается алгоритмически, в частности, за счет реализации регулятора, обеспечивающего широкую полосу пропускания – около 1700 Гц. Расширение полосы пропускания повышает быстродействие системы, что позволяет более активно обрабатывать внешние возмущения и за счет чего повышается виброустойчивость акселерометра.

**Уточнение математической модели акселерометра.** Динамическая точность и величина вибрационной погрешности акселерометра зависит от того, насколько точно математическая модель механической части чувствительного элемента акселерометра, для которой методами теории автоматического управления строится регулятор, соответствует реальному ЧЭ. Одним из современных методов построения математической модели механических объектов является 3D-моделирование в специализированных программных комплексах. На рис. 2. приведена 3D-модель маятника чувствительного элемента КМА.

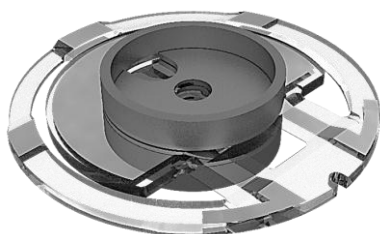


Рис. 2. Модель механической части КМА



Рис. 3. Структурная схема модели чувствительного элемента маятникового акселерометра с замкнутым контуром обратной связи

В его состав входят: диск, изготовленный из кварцевого стекла марки КУ-1, с напылением (хром, золото), катушки датчика момента и основания для закрепления катушек на диске. Разработанная 3D-модель применяется для построения физической модели в специализированном программном комплексе для проведения 3D-моделирования. На рис. 3 показана упрощенная модель чувствительного элемента маятникового акселерометра с замкнутым контуром обратной связи. К<sub>ду</sub> и К<sub>дм</sub> – коэффициенты передачи датчиков угла и момента, соответственно. Регулятор формируется в виде системы дифференциальных уравнений в форме Коши. Такой способ построения модели позволяет избе-

жать применения программного комплекса Matlab и операций, связанных с передачей данных между программами в процессе моделирования, что делает сам процесс моделирования более контролируемым и снижает требования к аппаратным ресурсам. В настоящий момент 3D-модель применяется для решения ряда поставленных перед разработчиками задач.

**Экспериментальные результаты.** Все предлагаемые алгоритмы компенсации погрешностей КМА были исследованы экспериментально. В частности, макетный образец КМА с цифровой системой управления был испытан в диапазоне температур от  $-60$  до  $+80^{\circ}\text{C}$ . Результаты испытаний следующие: до компенсации температурных зависимостей КМА максимальное изменение показаний прибора при ускорениях  $+1g$  и  $-1g$  составило  $0,016 g$  (рис. 4), максимальное изменение систематической составляющей нулевого сигнала составило  $0,001 g$  (рис. 5), а после проведения компенсации –  $0,0012 g$  (рис. 4) и  $0,0003 g$  (рис. 5), соответственно.

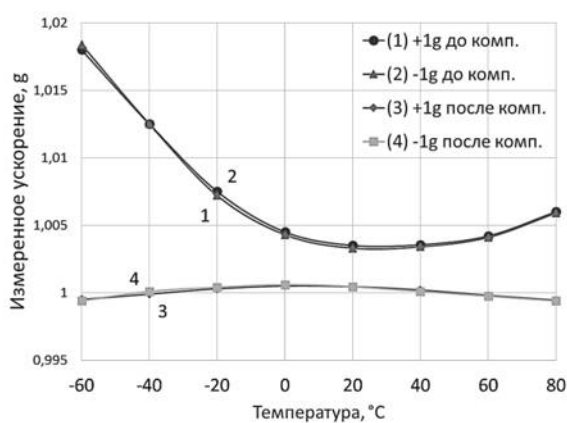


Рис. 4. Зависимость показаний акселерометра (по модулю) при измерении  $+1g$  и  $-1g$  от температуры до компенсации (кривые 1 и 2) и после проведения компенсации (кривые 3 и 4)

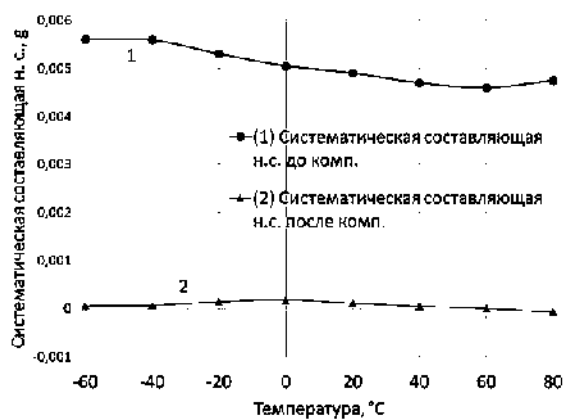


Рис. 5. Зависимость систематической составляющей нулевого сигнала акселерометра от температуры до компенсации (кривая 1) и после проведения компенсации (кривая 2)

Кроме того, в ходе испытаний макетного образца на центрифуге в диапазоне от  $1$  до  $50g$  были получены следующие результаты: до компенсации нелинейности выходной характеристики акселерометра его максимальная погрешность зафиксирована при перегрузке  $20g$  и составила  $0,138\%$ , а после проведения компенсации максимальная погрешность зафиксирована при перегрузке  $35g$  и составила  $0,011\%$  (рис. 6).

Также макет КМА с ЦУОС был испытан на вибростенде при действии синусоидальной вибрации амплитудой  $10g$  и частотой от  $20$  Гц до  $2$  кГц в двух конфигурациях: с дискретным регулятором, обеспечивающим полосу пропускания  $500$  Гц, и дискретным регулятором, обеспечивающим полосу  $1700$  Гц. Максимальная по модулю виброошибка акселерометра в первой конфигурации зафиксирована на частоте  $650$  Гц и составила  $147$  мг, а во второй – на частоте около  $100$  Гц и составила  $41$  мг.



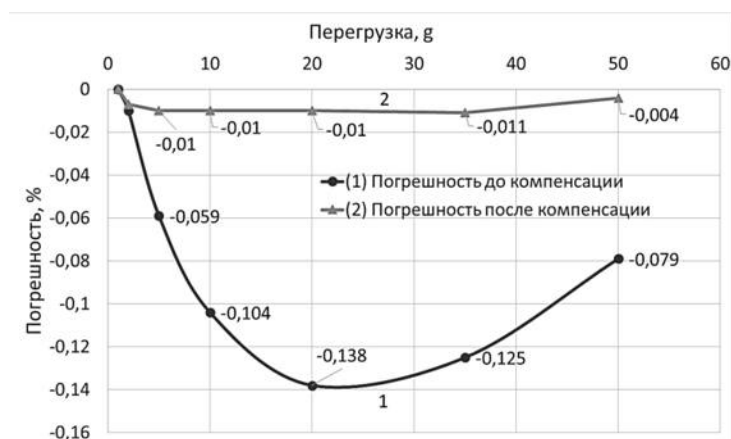


Рис. 6. Нелинейность выходной характеристики акселерометра в диапазоне 50g до (кривая 1) и после (кривая 2) проведения компенсации

Из результатов испытаний макетного образца КМА с цифровой системой управления, представленных на рис. 4-6, следует, что алгоритмическая компенсация позволяет снизить температурные зависимости параметров КМА и нелинейность его выходной характеристики примерно на порядок, а виброошибку примерно в 3 раза.

**Заключение.** Прецизионный кварцевый маятниковый акселерометр с цифровой системой управления построен только на отечественной элементной базе, имеет широкий диапазон измерения  $\pm 50g$ , широкий температурный диапазон  $-60$  до  $+80^{\circ}C$  и низкое энергопотребление. Такие характеристики акселерометра были достигнуты, в том числе за счет алгоритмической компенсации его погрешностей (температурной, вибрационной погрешностей, нелинейности выходной характеристики и др.), и позволяют применять его в системах управления объектами различного назначения: ракетно-космического, авиационного, морского и наземного.

### Библиографический список

1. Калихман Д. М., Калихман Л. Я., Полушкин А. В., Нахов С. Ф., Бранец В. М., Рыжков В. Н., Дибров Д. Н. Измеритель вектора кажущегося линейного ускорения – прибор БИЛУ КХ69-042 для СУ спускаемого аппарата корабля «Союз-ТМА» // Материалы XIII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб: Изд-во ЦНИИ «Электроприбор», 2006. С. 253 – 263.

2. Скоробогатов В. В. Проблемы разработки широкодиапазонного кварцевого маятникового акселерометра с цифровой обратной связью и пути их решения // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. Вып. 10. Тула: Изд-во ТулГУ, 2016. С. 17 – 29.

3. Grebennikov V. I., Kalikhman D. M., Kalikhman L. Ya., Nakhov S. F., Nikolaenko A. Yu., Skorobogatov V. V. Method to Increase Stability of the Scale Factor of a Precision Pendulum Accelerometer with Digital Feedback // Proceedings of 25th

Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, CSRI Elektropribor, 2018, pp. 457 – 459.

4. Скоробогатов В. В., Калихман Д. М., Гребенников В. И., Калихман Л. Я., Нахов С. Ф., Сапожников А. И., Смирнов Е. С. Виброустойчивый маятниковый акселерометр линейных ускорений с цифровой обратной связью // *Материалы XXII СПб международной конференции по интегрированным навигационным системам*. СПб: Изд-во ЦНИИ «Электроприбор», 2015. С. 368 – 376.

5. Коновалов С. Ф., Польшков А. В., Трунов А. А., Сео Дж. Б., Мун Х. К. Исследование работоспособности акселерометров при больших линейных ускорениях, вибрационных и ударных воздействиях без применения центрифуг, вибрационных и ударных испытательных стендов // *Материалы XIV СПб международной конференции по интегрированным навигационным системам*. СПб: Изд-во ЦНИИ «Электроприбор», 2007. С. 126 – 134.

УДК 531.3:681.5.01

## **РЕЗУЛЬТАТЫ ПРОВЕДЕНИЯ МАНЕВРОВ КРУПНОГАБАРИТНОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ ПО ТРАЕКТОРИЯМ, ОПТИМИЗИРУЮЩИМ РАСХОД ТОПЛИВА**

**А. А. Прутько**

*Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева*

**Введение.** В работе представлены результаты летных испытаний по проведению разворотов по рысканью на  $\sim 180^\circ$  крупногабаритной орбитальной станции с использованием реактивных двигателей по траекториям, оптимизирующим расход топлива. Выполнение ряда задач по программе полета (стыковки и расстыковки с транспортными кораблями, коррекции орбиты и др.) требует периодической смены ориентации станции. Любой пространственный разворот такой многотонной конструкции невозможен без интенсивной работы реактивных двигателей ориентации и, как следствие, значительного расхода топлива. В настоящей работе представлены результаты по расходам топлива и количеству включений двигателей ориентации во время проведения оптимальных маневров.

**Оптимальные по расходу топлива траектории.** В предыдущей работе [1] был описан алгоритм поиска оптимальных по расходу топлива траекторий, использующий псевдоспектральный метод Лобатто [2], для приведения задачи оптимизации к задаче нелинейного математического программирования, которая впоследствии была решена при помощи метода последовательного квадратичного программирования.

Были получены два вида траекторий с фиксированным временем выполнения, с требуемыми массово-инерционными характеристиками, с требуемыми начальными и конечными угловыми скоростями и ориентациями относительно

орбитальной системой координат: первый тип траекторий, являющийся локальным минимумом задачи оптимизации, с небольшим отклонением по крену в процессе разворота станции; второй тип траекторий, являющийся глобальным минимумом задачи оптимизации, с переворотом по крену в процессе разворота.

Было принято решение в летном испытании при проведении прямого разворота использовать первый тип траекторий, а при проведении обратного разворота – второй тип траекторий. Также было решено провести разворот с другой конфигурацией двигателей при которой создается меньший управляющий момент по крену.

**Краткое описание алгоритма слежения за траекторией.** Разворот осуществляется под управлением на двигателях ориентации орбитальной станции, командная ориентация и угловая скорость рассчитываются из упорядоченного набора кватернионов ориентации орбитальной станции относительно орбитальной системой координат в равностоящих точках вдоль траектории разворота. Интервал между точками составляет  $\Delta t = 55$  секунд. На каждом вычислительном такте рассчитывается командная ориентация относительно орбитальной системы координат как результат поворота текущего кватерниона  $q_j$  траектории на вектор конечного поворота

$$\bar{\theta}(t) = \frac{(t - t_j)}{\Delta t} \bar{\theta}_{j,j+1}$$

где  $t$  — текущее время в секундах,  $t_j$  — время в секундах прохождения  $j$ -го кватерниона траектории,  $\bar{\theta}_{j,j+1}$  — вектор кратчайшего поворота между  $j$ -м и  $j+1$ -м кватернионами траектории. Командная угловая скорость рассчитывается на каждом такте как сумма векторов орбитальной угловой скорости и  $\bar{\theta}_{j,j+1}/\Delta t$ , перепроектируемых на оси связанной системы координат. Таким образом, система управления движением орбитальной станции в данном режиме разворота старается непрерывно отслеживать заложенную на борт траекторию.

**Результаты летного испытания.** Прямой и обратный развороты были проведены штатно и признаны успешными. Разворот с другой конфигурацией двигателей также был проведен успешно. После проведения летного испытания была обработана телеметрическая информация, полученная с орбитальной станции, из которой был получен расход топлива, потребовавшийся для выполнения пространственных маневров, а также информация по количеству включений двигателей ориентации орбитальной станции.

В таблице 1 приведена сводная информация по результатам проведения оптимальных разворотов, а также сравнение с разворотом при помощи штатного алгоритма управления, полученного при моделировании.

Таблица 1

Сводная информация по результатам проведения разворотов

Тип разворота	Время, с	Расход топлива, кг	Количество включений
Прямой разворот (небольшой крен)	5400	6,42	469
Обратный разворот (переворот по крену)	5400	4,61	344
Разворот с др. конфиг. двигателей	5400	9,56	469
Штатный разворот (моделирование)	3000	50,78	2211

**Заключение.** Летное испытание по проведению разработанных оптимальных по расходу топлива траекторий показало существенную экономию расхода топлива, а также значительное сокращение количества включений двигателей ориентации, что позволит продлить их ресурс. В дальнейшем планируется разработка оптимальных траекторий, требующих не более 10 включений двигателей, что является на текущий момент одной из важных задач, а также учет аэродинамики [3] и нагрузок на элементы конструкции [4], [5].

### Библиографический список

1. Прутько А. А. Поиск оптимальных по расходу топлива траекторий управления ориентацией крупногабаритной пилотируемой станции // Сб. материалов всероссийской молодежной научно-практической конференции «Орбита молодежи» и перспективы развития российской космонавтики»: Сборник докладов. Красноярск: СибГУ им. М. Ф. Решетнева, 2018. С. 116 – 118.
2. Garg, D., Patterson, M. A., Hager, W. W., Rao, A. V., Benson, D. A., and Huntington, G. T., “An Overview of Three Pseudospectral Methods for the Numerical Solution of Optimal Control Problems,” 2009 AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Pittsburgh, PA, August 10 – 13, 2009.
3. Атрошенко С. Н., Прутько А. А., Крылов А. Н., Крылов Н. А., Губарев Ф. В. Моделирование сил и моментов сил набегающего потока атмосферы в целях верификации динамических режимов системы управления движением и навигации МКС и синтеза оптимального управления // Космическая техника и технологии. 2017. № 4(19). С. 72 – 88.
4. Прутько А. А., Сумароков А. В. О нагрузках на элементы конструкции Многоцелевого лабораторного модуля на автономном участке полета // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2017. № 2. С. 123 – 138.
5. Прутько А. А., Сумароков А. В. Использование спектральных методов для анализа собственных частот колебаний конструкции МКС и амплитуды шумов измерителя угловой скорости // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2018. № 4. С. 59 – 68.

## МНОГОАНТЕННЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ПОИСКА И ОБНАРУЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

А. В. Рубан, А. М. Комаров, М. С. Михайлов, Е. С. Малевич

*Национальный исследовательский университет «МЭИ»*

Для решения задачи радиолокационных наблюдений малоразмерных космических объектов естественного и искусственного происхождения предложена двухпозиционная РЛС, передающая часть которой представляет из себя 64-метровую зеркальную антенну, а приемная реализована на основе протяженного антенного поля. В работе приведены оценки доплеровского сдвига частоты принимаемого сигнала, кратковременной стабильности несущей частоты и времени накопления сигнала для многоантенного комплекса, необходимого для решения задачи уточнения орбиты космического мусора путем более точного определения дальности, скорости и угловых координат.

**Введение.** Одной из актуальных задач этого исследования на сегодня является обнаружение и определение характеристик космического мусора в околоземном пространстве. Нефункциональные космические аппараты и их остатки, объединенные общим названием «космический мусор» (КМ), расположены в основном на низких, высотой до 2000 км, орбитах, на орбитах от 19000 до 22000 км и в геостационарном кольце выше 32000 км.

Большинство этих объектов находятся на орбитах с высоким наклоном, плоскости которых пересекаются, поэтому средняя относительная скорость их взаимного пролета составляет около 10 км/с. Вследствие огромного запаса кинетической энергии, столкновение любого из объектов КМ с действующим космическим аппаратом может повредить его или даже вывести из строя. Примером может послужить первый случай столкновения, произошедшего 10 февраля 2009 года российского искусственного спутника COSMOS 2251, запущенного в 1993 году и выведенного из эксплуатации в 1995 году, с коммерческим спутником американской компании спутниковой связи IRIDIUM 33, выведенным на орбиту в 1997 году. В результате оба спутника полностью разрушились, образовав свыше 600 обломков.

Для того, чтобы контролировать увеличение количества КМ в будущем или попытаться сократить его количество, следует в первую очередь сосредоточиться на удалении из космоса крупных тел, таких как остатки ракет-носителей, достигающих нескольких метров в длину. Однако эффективных практических мер по уничтожению КМ на орбитах более 600 км на современном уровне мирового технического развития не существует. Поэтому на настоящий момент, помимо поиска решения этой проблемы, международное сотрудничество по проблематике КМ сосредоточено на следующих приоритетных направлениях:

- 1) экологический мониторинг околоземного пространства;

- 2) обнаружение и наблюдение за объектами КМ;
- 3) ведение каталога объектов КМ.

Мелкие фракции космического мусора (10 см и менее) также представляют основную угрозу для осуществления безопасной космической деятельности, так как интенсивность прохождения через единицу поверхности для мелкогабаритных (менее 10 см) фракций примерно на порядок больше, чем для фракций более 10 см.

В работе [1] представлена структура многопозиционной РЛС для контроля за мелкогабаритными космическими объектами и проанализированы необходимые энергетические характеристики при заданной помехоустойчивости для каждой из трех указанных выше орбитальных зон.

Как показано в [1] передающая часть радиолокационной системы (РЛС) осуществляет радиоподсветку КМ, а приемная часть принимает отраженный сигнал и обрабатывает его (рис. 1). В качестве передающей антенны используется зеркальная антенна диаметром 64 метра (ТНА-1500 на подмосковном полигоне «Медвежьи Озера»), приемная часть – неэквидистантная фазированная антенная решетка из 6 антенн, расположенная в районе города Калязин. Расстояние между пунктами излучения и приема составляет порядка 150 км.

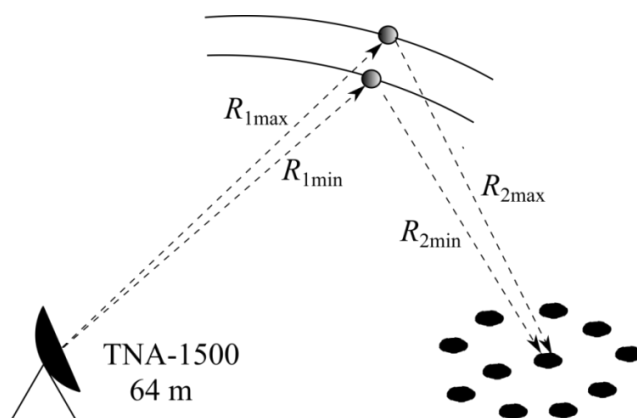


Рис. 1. Поиск и обнаружение космического мусора на средних орбитах

Совокупность разнесенных приемных позиций пространственно-когерентной МП РЛС можно рассматривать как единую разреженную антенную решетку, которая является оптимальным пространственным фильтром и заключается в умножении каждого элемента на антенном поле на комплексные коэффициенты передачи. Чтобы осуществить оптимальную пространственную фильтрацию, нужно отдельно управлять амплитудой и фазой сигнала в каждой точке антенного поля.

Для решения поставленной задачи выбраны режим излучения и тип модуляции зондирующего сигнала, определяющие разрешающие способности по дальности и скорости. Потенциальная разрешающая способность зондирующего ЛЧМ-сигнала по дальности составляет 150 м, по радиальной скорости 0,167 м (длина волны 4,2 см).

Чтобы получить точный расчет характеристик обнаружения, очень важно учитывать многоканальность радиолокатора. Легко оценить количество каналов по дальности по заданной области наблюдения, но для расчета числа каналов по скорости необходимо оценить диапазон возможных радиальных скоростей космического мусора, наблюдаемого с точки расположения приемной антенны. Этот диапазон зависит от орбитальных параметров космического мусора и особенно от эксцентриситета. Количество каналов по угловым координатам зависит от выбранной зоны освещения.

В расчетах характеристик космического мусора, представляющих собой интеграционные постоянные уравнения движения (кеплеровские элементы), в ряде случаев требуется их спрогнозировать, т. е. смоделировать движение космического мусора. Численные модели используются для достижения максимальной точности прогнозирования. Они основаны на численном интегрировании дифференциальных уравнений движения космических объектов с достаточно малым шагом по времени.

**Описание движения космического мусора.** Общий вид решения уравнения орбитального движения содержит шесть постоянных интегрирования (иначе называемых элементы орбит Кеплера, изображенные на рис. 2) [2]:



Рис. 2. Элементы Кеплера в плоскости орбиты [2]

- 1)  $a$  – большая полуось;
- 2)  $e$  – эксцентриситет;
- 3)  $\omega$  – аргумент перигея;
- 4) средняя аномалия в начальный момент  $M_0 = f(v_0, e)$ ;
- 5)  $\Omega$  – долгота восходящего узла;
- 6)  $i$  – наклонение орбиты.

Один из законов Кеплера записывается как:

$$\frac{du}{dt} = \frac{dv}{dt} = \frac{\sqrt{\mu p}}{r^2} = \frac{\sqrt{\mu p}}{p^2} (1 + e \cos v)^2, \quad \frac{dv}{dt} r^2 = const, \quad (1)$$

Здесь  $p = a(1 - e^2)$  и  $u = \omega + \nu$ ,  $\nu$  – истинная аномалия.

Решение дифференциального уравнения  $\frac{dv}{dt} = \dots$  имеет вид:

$$\left. \begin{aligned} \operatorname{tg} \frac{\nu}{2} &= \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \operatorname{tg} \frac{E}{2} \\ M &= M_0 + n(t - t_0) = E - e \sin E \\ n &= \frac{2\pi}{T} = \frac{\sqrt{\mu}}{a^{3/2}} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

где  $E$  – эксцентрическая аномалия,  $M$  – средняя аномалия,  $n$  – среднее движение спутника,  $T$  – период обращения спутника;  $\mu = GM_E$  – гравитационный параметр,  $G$  – гравитационная константа, а  $M_E$  – масса Земли.

Для расчета текущих местоположений и скоростей космических объектов нам необходимо знать дополнительные параметры.

Эксцентрическую аномалию найдем по формуле:

$$M = n(t - \tau) = \Psi - e \sin \Psi, \quad (3)$$

где  $\tau$  – время последнего перигея,  $t$  – текущее время на орбите.

Радиус движения КО:

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + \cos \nu}. \quad (4)$$

Координаты объекта в инерциальной системе находятся следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} x_p &= r \cos \theta, \\ y_p &= r \sin \theta, \\ x_s &= x_p \cos \Omega - y_p \cos i \sin \Omega, \\ y_s &= x_p \sin \Omega + y_p \cos i \cos \Omega, \\ z_s &= y_p \sin i, \\ r_s &= \frac{p}{1 + e \cos(\theta - \omega)}. \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

Определим также радиальную и тангенциальную составляющую скорости космического объекта [2]:

$$\frac{dr}{dt} = p \sin \nu \frac{d\nu/dt}{(1 + e \cos \nu)^2} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} e \sin \nu = V_r, \quad (6)$$

$$\frac{du}{dt} r = \sqrt{\frac{\mu}{p}} (1 + e \cos \nu) = V_\tau. \quad (7)$$

**Каталогизирование объектов космического мусора.** Чтобы изучить среду, создаваемую искусственными объектами на орбитах Земли, полезно собрать полный каталог объектов с указанием их орбиты, происхождения и свойств.



В настоящее время существуют два каталога космических объектов, которые постоянно обновляются на основе результатов наблюдений. Это каталог космического командования США (NORAD) [3] и каталог наблюдаемых космических объектов РФ. Данные хранятся также в базе данных DISCOS ЕКА [4], созданной на основе этих каталогов.

В дальнейшем мы будем использовать данные конкретных объектов КО из последних двух каталогов. Для этого рассмотрим их структуру.

Данные каталога NORAD приводятся в форме двухрядных элементов (Two-Line Element, или TLE). Один набор элементов орбиты для космического объекта записывается в виде двух строк.

В каталоге DISCOS ЕКА указываются следующие орбитальные данные: тип орбиты, номер эпохи, значение большой полуоси, значение эксцентриситета, наклона, аргумента перигея, период обращения, высота апогея и перигея, прямое восхождение восходящего узла.

**Оценка энергетики канала «Земля-космос».** Для захвата объектов КМ на этапе обнаружения и последующего определения их координат и параметров движения необходимо обеспечить соответствующее время накопления эхосигналов радиолокатора. Произведем его расчет, используя параметры МПРЛС:

$$T_{st} = (4\pi)^3 R_1^2 R_2^2 \frac{q^2 N_0}{P_{tr} G_1 G_2 \lambda^2 \sigma_0} L_{loss} = 53 \text{ мс.} \quad (8)$$

Здесь  $P_{tr}$  – мощность передатчика,  $q$  – отношение сигнал/шум на выходе приемника,  $\lambda$  – длина волны сигнала,  $G_1, G_2$  – коэффициенты усиления передающей и приемной антенны,  $\sigma_0$  – усредненная бистатистическая ЭПР цели,  $L_{loss}$  – коэффициент общих потерь.

Рассчитаем также требования к кратковременной стабильности частоты передаваемого сигнала:

$$\frac{\delta f_0}{f_0} \leq \frac{0,1}{T_{нак} f_0} = 2,62 \cdot 10^{-10} \quad (9)$$

На основе приведенных ранее данных определим время пребывания объекта с высотой  $h$  в поле зрения радиолокатора. При фиксированном отклонении  $\Delta$  траектории космического объекта от оси РЛС время нахождения в поле зрения (рис. 3) равно [5]:

$$\begin{aligned} t_v &= \int_{-R}^R t(\Delta) \cdot p(\Delta) \cdot d\Delta = \\ &= \int_{-R}^R \frac{2\sqrt{R^2 - \Delta^2}}{V_\tau} \cdot \frac{1}{2R} \cdot d\Delta = \frac{\pi \cdot R}{2 \cdot V_\tau}, \end{aligned} \quad (10)$$

где  $R = h \cdot \sqrt{\theta/\pi}$  – радиус сечения поля зрения РЛС на высоте  $h$ .

Появление доплеровского сдвига в сигналах, отраженных от объектов КМ, вызовет временное смещение отклика на выходе оптимального приемного тракта и, соответственно, появление систематической ошибки в значениях па-

раметров цели, поэтому необходимо знать его значение для компенсации этого смещения в приемнике.

Доплеровский сдвиг частоты  $F_d$  в двухпозиционных системах возникает в результате движения цели в направлениях, ортогональных эллипсоидным поверхностям суммарных дальностей. Этот сдвиг состоит из двух составляющих:

$$F_d = \frac{V_t}{\lambda} + \frac{V_r}{\lambda}, \quad (11)$$

где  $V_t$  и  $V_r$  – составляющие вектора скорости цели в направлении на передатчик и приемник соответственно,  $\lambda$  – рабочая длина волны.

**Результаты моделирования и расчетов.** Ниже приведены результаты моделирования движения объектов КМ по заданным орбитам и зависимости изменения скорости объекта КМ в направлении на передатчик и на приемник и частоты Доплера наблюдаемых объектов на различных высотах от времени их прохождения орбиты в зоне видимости радиолокатора. Были выбраны фрагменты упомянутых ранее разрушившихся космических аппаратов FENGYUN 1C, IRIDIUM 33 и COSMOS 2251 из каталога NORAD и для наглядности объектов на различных орбитах из каталога ЕКА DISCOS: низкой (LEO), средней (MEO) и геостационарной (GEO).

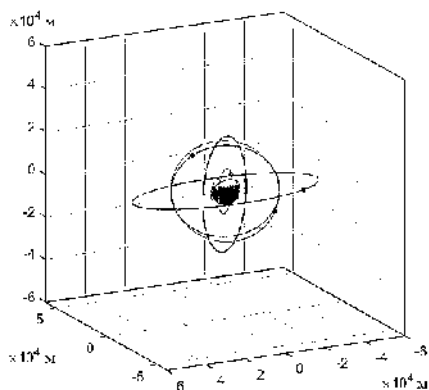


Рис. 4. Результаты трехмерного моделирования движения выбранных объектов КМ по своим орбитам

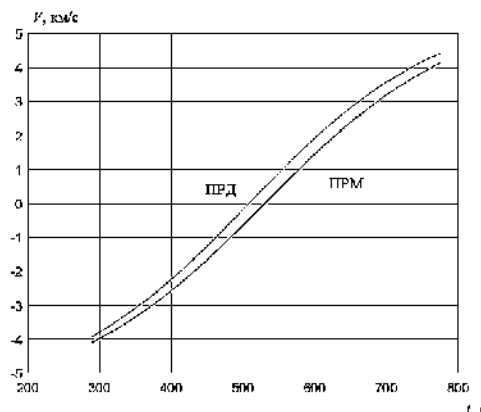


Рис. 5. Наблюдение за объектом КМ на низкой орбите (LEO): по оси ординат отложено время наблюдения в с, по оси абсцисс – составляющие вектора скорости цели в направлении на передатчик и приемник в км/с

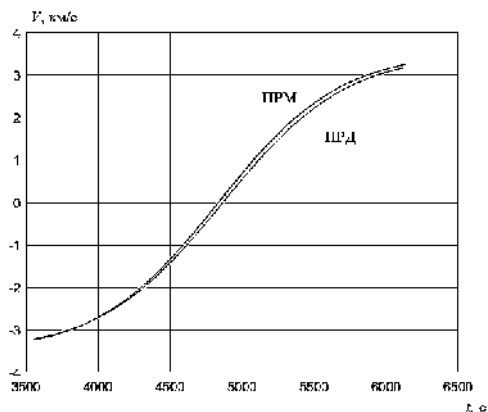


Рис. 6. Наблюдение за объектом КМ на средней орбите (МЕО): по оси ординат отложено время наблюдения в с, по оси абсцисс – составляющие вектора скорости цели в направлении на передатчик и приемник в км/с.

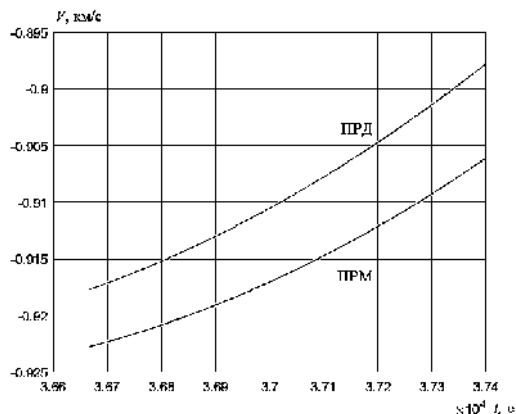


Рис. 7. Наблюдение за останками спутника COSMOS 2251: по оси ординат отложено время наблюдения в с, по оси абсцисс – составляющие вектора скорости цели в направлении на передатчик и приемник в км/с.

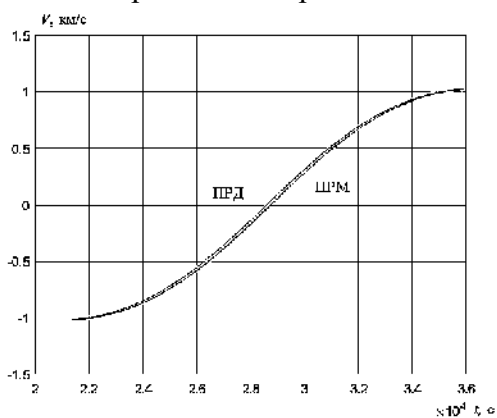


Рис. 8. Наблюдение за останками спутника IRIDIUM 33: по оси ординат отложено время наблюдения в с, по оси абсцисс – составляющие вектора скорости цели в направлении на передатчик и приемник в км/с

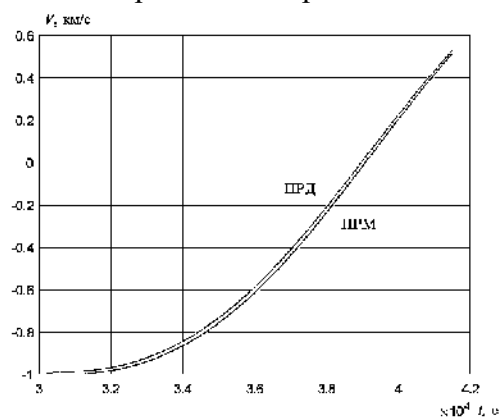


Рис. 9. Наблюдение за останками спутника FENGYUN 1C: по оси ординат отложено время наблюдения в с, по оси абсцисс – составляющие вектора скорости цели в направлении на передатчик и приемник в км/с

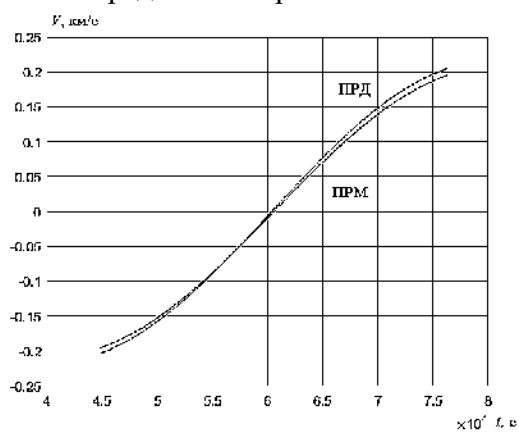


Рис. 10. Наблюдение за объектом КМ на геостационарной орбите (GEO): по оси ординат отложено время наблюдения в с, по оси абсцисс – составляющие вектора скорости цели в направлении на ПРД и ПРМ в км/с

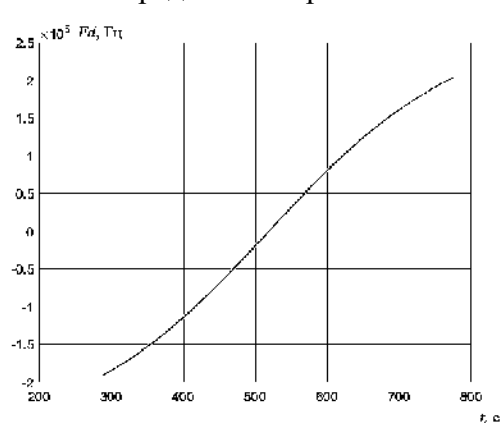


Рис. 11. Наблюдение за объектом КМ на низкой орбите (LEO): по оси ординат отложено время наблюдения в с, по оси абсцисс – смещение доплеровской частоты в Гц

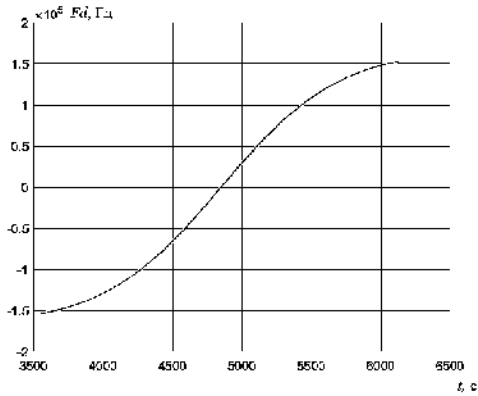


Рис. 12. Наблюдение за объектом КМ на средней орбите (МЕО): по оси ординат отложено время наблюдения в с, по оси абсцисс – смещение доплеровской частоты в Гц

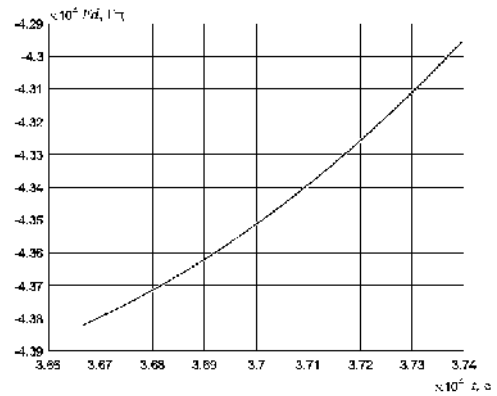


Рис. 13. Наблюдение за останками спутника COSMOS 2251 на орбитах спутников (~19000): по оси ординат отложено время наблюдения в с, по оси абсцисс – смещение доплеровской частоты в Гц

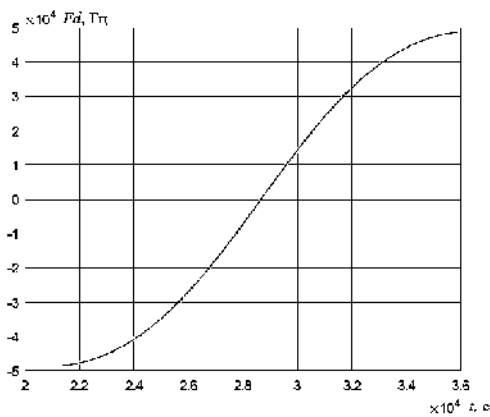


Рис. 14. Наблюдение за останками спутника IRIDIUM 33 на орбитах спутников (~19000): по оси ординат отложено время наблюдения в с, по оси абсцисс – смещение доплеровской частоты в Гц

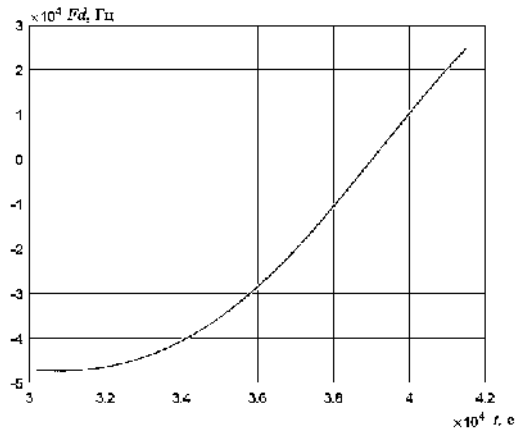


Рис. 15. Наблюдение за останками спутника FENGYUN 1C на орбитах спутников (~19000): по оси ординат отложено время наблюдения в с, по оси абсцисс – смещение доплеровской частоты в Гц

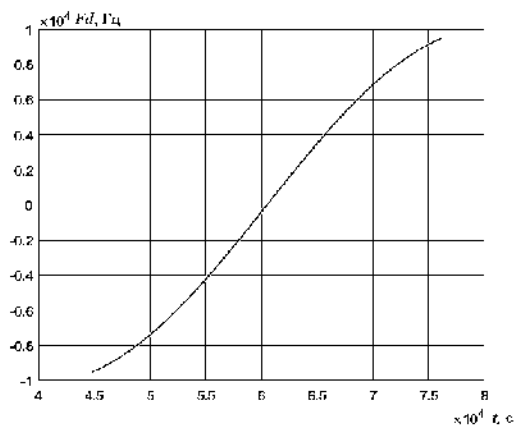


Рис. 16. Наблюдение за объектом КМ на геостационарной орбите (GEO): по оси ординат отложено время наблюдения в с, по оси абсцисс – смещение доплеровской частоты в Гц

Также произведем расчет времени пролета через поле зрения РЛС для выбранных объектов КМ. Результаты приведены в таблице 1.

Таблица 1

Результаты расчета параметров объектов космического мусора  
на различных орбитах

Тип объекта	IRIDIUM	FENGYUN	COSMOS
$t_{прд}, с$	91.3116	109.0872	95.6200
$t_{прм}, с$	25.8184	30.8079	27.1101
Тип объекта	LEO	MEO	GEO
$t_{прд}, с$	3.8724	16.58	264.9543
$t_{прм}, с$	1.0426	4.77	74.6692

### Заключение

1. Для задачи обнаружения космического мусора выбрана геометрия многопозиционной радиолокации на основе протяженных антенных полей: передающая часть РЛС на основе 64-метровой зеркальной антенны ТНА-1500 осуществляет подсветку космического мусора с подмосковного полигона «Медвежьи озера», а приемная – неэквидистантная фазированная антенная решетка из 6 антенн (каждая диаметром 12 м), расположенного в районе города Калязин – принимает отраженный сигнал и обрабатывает его. Расстояние между пунктами излучения и приема порядка 150 км. Преимущества работы при разносе передающей и приемных антенн на большое расстояние связаны с обеспечением развязки антенных систем и возможностью работы в непрерывном или квазинепрерывном режимах для улучшения энергетических характеристик радиолокатора.

2. Появление доплеровского сдвига в сигналах, отраженных от объектов КМ, вызовет временное смещение отклика на выходе оптимального приемного тракта. Кроме того, для захвата объектов КМ на этапе обнаружения и последующего определения их координат и параметров движения необходимо обеспечить соответствующее время накопления эхо-сигналов радиолокатора. Для решения этих проблем в процессе теоретического расчета были получены значения времени пролета объектов космического мусора, наблюдаемой частоты Доплера при движении объектов КМ и необходимой кратковременной стабильности частоты сигнала. Расчет показал, что время пребывания объекта в луче приемной антенны радиолокатора возрастает с увеличением высоты орбиты, в то время как величина доплеровского сдвига частоты в принимаемом сигнале уменьшается с набором высоты. Время нахождения объекта КМ в луче приемной антенны значительно превосходит минимально требуемое время когерентного накопления сигнала. Известное время обнаружения объектов в луче диаграммы направленности приемной антенны позволяет нам выбрать время когерентного накопления, которое определяет требуемую величину энергии радиолокационной системы.

В настоящий момент происходит модернизация полученной модели для реализации алгоритмов инверсного синтеза апертуры и построения траекторного сигнала, отраженного от фрагментов КМ.

*Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект №17–19–01616).*

## Литература

1. A. I. Baskakov, V. G. Grachyov, V. I. Gusevsky and A. A. Komarov, Problem of detecting space debris objects using multi-position radar system. Progress in Electromagnetics Research Symposium – Fall (PIERS – FALL), 2017, Singapore, 2017, pp. 1069 – 1073.
2. Назаренко А. И. Моделирование космического мусора. М.: ИКИ РАН, 2013.
3. CelesTrak: NORAD Two-Line Element Sets Current Data [Электронный ресурс]. URL: <https://www.celestrak.com/NORAD/elements/>.
4. DISCOS - ESA's database and information system [Электронный ресурс]. URL: <https://discosweb.esoc.esa.int/>.
5. Космический мусор. В 2 кн. Кн. I. Методы наблюдения и модели космического мусора / Под науч. ред. Г. Г. Райкунова. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014.

УДК 62-115

## ЗАГЛУБЛЯЕМОЕ СООРУЖЕНИЕ ДЛЯ КОЛОНИЗАЦИИ ЛУНЫ

М. Д. Судариков

*АО «Корпорация «Стратегические пункты управления»*

На сегодняшний день существуют следующие проблемы колонизации Луны:

1. Негативное воздействие на человека солнечной радиации (солнечные вспышки и жесткое рентгеновское излучение).
2. Большой риск случайного поражения космических сооружений и человека метеоритами и микрометеоритами.
3. Негативное воздействие на человека и космические сооружения лунной пыли, состоящей из острых частиц с электростатическим зарядом.
4. Большие перепады температуры.
5. Нет безопасной инфраструктуры для ведения на Луне длительной научной, туристической, промышленной, строительной и транспортной деятельности.

В связи с этим были поставлены следующие цели для решения вышеуказанных проблем:

1. Создание сооружения ЗСКЛ, способствующего длительному безопасному и благоприятному пребыванию человека на Луне.
2. Просчитать экономическую выгоду сооружения.
3. Способствовать росту престижа ГК Роскосмос как инновационной промышленности.

В соответствии Федеральной космической программой России на 2016 – 2025 годы, утвержденной постановлением Правительства РФ от 23 марта 2016 г. № 230, и стратегическим развитием ГК Роскосмос на период до 2025 года и перспективу до 2030 года высадка соотечественника планируется в начале 2030-х гг.

Колонизация Луны позволит Российской Федерации:

1. Создать перевалочный пункт (лунный космодром) для полетов, например, на Марс.
2. Создать дополнительный источник энергии для Земли.
3. Организовать научную деятельность по изучению Вселенной и истории Земли.
4. Организовать работы по промышленной добыче полезных ископаемых и материаловедению.
5. Организовать сельское хозяйство на Луне.
6. Организовать добычу топлива.
7. Организовать налунный туризм
8. Создание лунной экономики и инфраструктуры в долгосрочной перспективе.
9. Создать дополнительные рабочие места.

Проектируемая лунная инфраструктура в прошлом («Барминград», Lunex Project, Horizon) отвечает необходимым требованиям для длительного пребывания человека на Луне, но она слишком дорогая и трудоемкая даже по современным меркам. Современная проектируемая налунная инфраструктура соответствует требованиям только для кратковременного нахождения человека на Луне и находится в стадии проектировки.

Проектируемые и строящиеся отечественные и зарубежные ракета-носители позволят с 2030 г. доставлять на Луну без дозаправки на орбите груз массой 25-50 т. С дозаправкой по проекту Starship компании SpaceX масса составит 63-133 т. Диаметр основного носителя данных ракет-носителей будет составлять 9 м.

Для достижения поставленных целей будущее изобретение по колонизации Луны должно обладать следующими технико-экономическими характеристиками:

- наличие технологий для воплощения идеи в рабочий продукт;
- относительно небольшая стоимость НИОКР;
- функционировать на поверхности Луны и углубляться под естественный грунт;
- вес не должен превышать массу в 80 т.;
- максимальный диаметр ЗСКЛ должен составлять 6 м для РН СТК «Енисей» и РН «Дон» и 9 м для SLS, Starship и «Чанчжэн-9»;
- обеспечивать безопасные и благоприятные условия для длительного пребывания человека на Луне;
- обеспечивать безопасные и благоприятные условия для транспортировки груза до Луны.

В качестве такого изобретения авторами было разработано заглубляемое сооружение для колонизации Луны (далее – ЗСКЛ). Заглубляемое сооружение

представляет из себя цельный цилиндр, внутри которого располагается головная часть с универсальным стыковочным люком, многофункциональными бурами, выдвижными/задвигными цилиндрами, в которых располагаются ярусы с отсеками, а также со стволопроходческой бур-установкой на конце. Доставка на объект осуществляется двумя безопасными способами. На объекте сооружение может внедряться в естественный грунт полностью или частично погружаясь.

ЗСКЛ может находиться в 3-х состояниях: собранном и раскрытом состояниях.

В закрытом состоянии стоит из защитного корпуса, стыковочного люка, защитных дверей, защитной крышки, прикрепляющейся к защитному корпусу с помощью гидравлических и электромагнитных захватов.

В открытом состоянии заглубляемое сооружение состоит из многофункциональных буров, перемещающихся по линейной направляющей с зубчатым рельсом, отверстия для выброса отработанного материала, отверстия для забора естественного грунта объекта, образовавшегося по результатам работы стволопроходческого бура-установки, входной двери с системой стабилизации давления, а также первого, второго, третьего выдвижных-задвигных цилиндров. Также имеется режущее кольцо.

Ориентировочные технико-экономические характеристики изобретения представлены в таблице 1.

Таблица 1

Технико-экономические характеристики заглубляемого сооружения

Наименование характеристик	Источник питания в третьем цилиндре		
	миниАЭС	Аккумуляторы, питаемые от солнечной энергии	Аккумуляторы, питаемые от солнечной энергии (мини версия)
Высота в собранном состоянии, м	27	19	15
Высота в раскрытом состоянии, м	48	40	24
Высота 1 цилиндра, м	9	7	4
Внешний/внутренний диаметр сооружения, м	8,5/7,5	7,5/6,5	6/5
Внешний/внутренний диаметр 1 цилиндра, м	7,4/6,4	6,4/5,4	4,9/3,9
Внешний/внутренний диаметр 2 цилиндра, м	6,3/5,3	5,3/4,3	3,8/1,8
Внешний/внутренний диаметр 3 цилиндра, м	5,2/4,2	4,2/3,2	-
Объем свободного, пространства 1/2/3 цилиндров м <sup>3</sup>	290//199/125	160/102/56	79/48/10



Максимальная вместимость, чел.	50	30	11
Глубина максимально погружения в лунный грунт, м	41	33	17
Количество потребляемой энергии, кВт	500-1000	до 300	до 110
Предполагаемая масса, т	70 т	50 т	25 т
Стоимость НИОКР, млн. \$	461,5	292,3	261,5
Срок окупаемости, год	1 год	1 год	1 год

Монетизация ЗСКЛ заключена в следующих пунктах:

1. Средняя стоимость аренды места ЗСКЛ для 1 человека (10 м<sup>2</sup>), учитывая полет туда/обратно не более 3-х суток – \$10-30 млн.
2. Средняя стоимость аренды 1 м<sup>2</sup> ЗСКЛ полезного пространства в месяц с учетом доставки – \$1 млн.
3. Средняя стоимость покупки 1 м<sup>2</sup> ЗСКЛ полезного пространства с учетом доставки – \$5 млн.

УДК 629.78.06-533.6.71

## **БОРТОВОЙ ДЕТЕКТОР ДЛЯ РЕГИСТРАЦИИ И КОНТРОЛЯ ПАРАМЕТРОВ КОСМИЧЕСКИХ МИКРОЧАСТИЦ**

**Н. А. Баранов, Д. Р. Таипова**

*Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С. П. Королева*

На протяжении всей космической эры степень засорения околоземного космического пространства возрастает, под действием антропогенного загрязнения орбит снижается срок функционирования космических аппаратов. Они преждевременно выходят из строя по причине эрозии и старения конструкционных материалов и что самое опасное – из-за столкновений с рукотворными объектами на орбите, не несущими никаких полезных функций. Столкновения и взрывы порождают новый космический мусор, таким образом, засорение околоземного пространства в настоящий момент приняло характер необратимого процесса. Авиакосмическая промышленность нуждается в методах защиты и предупреждения столкновений космических аппаратов с космическим мусором. Наземные средства наблюдения позволяют отслеживать лишь средне- и крупноразмерные космические объекты, тогда как миллиметровые и субмиллиметровые объекты также способны привести к выходу из строя космического аппарата. В решении данной проблемы эффективно показывают себя бортовые

контактные датчики. Существующие детекторы высокоскоростных космических частиц обладают низкой информативностью, слабой проработанностью математических моделей физического взаимодействия частицы с прибором. В данной работе была разработана концепция бортового детектора для регистрации, измерения параметров и неразрушающего улавливания миллиметровых и субмиллиметровых фрагментов космического мусора и микрометеороидов [1].

Опишем элементы конструкции и общий вид бортового детектора для регистрации и контроля параметров космических микрочастиц. Бортовой детектор состоит из двух основных частей, сферической и плоскпанельной формы. Плоскопанельная часть детектора состоит из датчиков-ловушек с различными типами сенсорных структур.

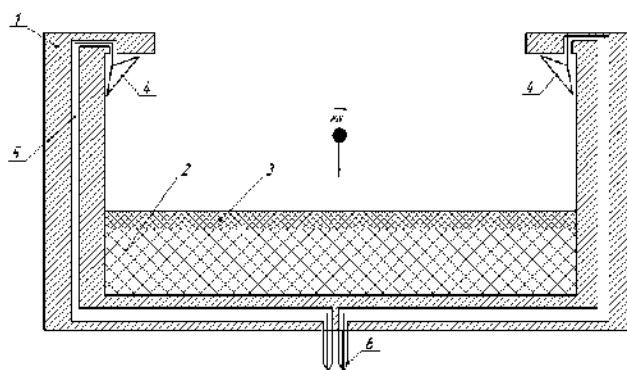


Рисунок 1 – Внутренняя структура датчика-ловушки на основе люминофора

1. Люминесцентный датчик-ловушка на основе люминесцентного преобразователя. Датчик включает в себя корпус в виде шестиугольной кюветы (рисунок 1), заполненный застывшим слоем SiO-аэрогеля, который покрыт суспензией люминофора CsI или ZnS в пленочном диэлектрике. Чувствительные элементы устройства представляют собой два фотоэлектронных умножителя, находящиеся со стороны подлета частицы, ориентированные своими сенсорами на слой люминофора и электрически соединенные с блоком электроники на борту космического аппарата. Воздействие космических частиц на люминофорно-аэрогельный детектор-ловушку происходит следующим образом: частица соударяется с люминофором, генерируя вспышку, которая фиксируется фотоэлектронными умножителями, проходит сквозь его структуру и попадает в слой аэрогеля. Аэрогельные волокна плавятся под воздействием высоких температур возникших в результате удара и обволакивают частицу, препятствуя ее механическому разрушению. Частица затормаживается и сохраняется в слое аэрогеля до прибытия на Землю.

2. Датчик-ловушка на основе совмещенных тонкопленочной пьезо- и МДМ-структуры. Измерение параметров частицы в нем основано на совмещенном эффекте увеличения проводимости тонкопленочного конденсатора и генерации электрического заряда в пьезоэлектрике при ударном воздействии на датчик. Сенсорно-аэрогельная структура датчика-ловушки последовательно включает в себя наружный термо- и электроизоляционный аэрогельный экран демпфер 1

(рисунок 2), первую МДМ-структуру, состоящую из алюминиевых обкладок 2, напыленных на диэлектрический слой полимера PVDF 3, мерную базу 4 в виде аэрогельной прокладки для оценки скорости частицы; вторую МДМ-структуру, идентичную первой и состоящую из слоя PVDF 6 с напыленными на него обкладками 5; внутренний аэрогельный слой 7, в котором происходит капсулирование частиц.

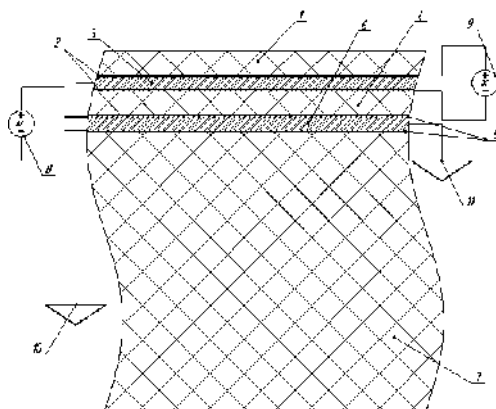


Рисунок 2 – Внутренняя структура датчика-ловушки на основе пьезоэлектрика и МДМ-структуры

Воздействие космических частиц на датчик происходит следующим образом. Частица ударяется и проходит сквозь внешний аэрогельный экран-демпфер 1. Аэрогельные волокна плавятся под воздействием высоких температур возникших в результате удара и обволакивают частицу. Преодолев, таким образом, внешний аэрогельный слой, частица ударяется в первую со стороны подлета МДМ-структуру (металл-диэлектрик-металл), состоящую из диэлектрической PVDF-пленки 3 и напыленных на нее алюминиевых слоев 2. При этом в блоке электроники одновременно генерируются два импульса – первый с генератора постоянного напряжения 8, питающего конденсатор при его закорачивании частицей, второй – при соударении частицы с пьезоэлектриком. Параметры этих импульсов являются функциями скорости, количества движения и массы частицы которые фиксируются в блоке электроники. Далее частица пробивает калиброванный аэрогельный слой 4, играющий роль мерной базы и соударяется со второй МДМ-структурой (5 и 6), которая одновременно генерирует вторую пару импульсов. После чего частица попадает во внутренний аэрогельный слой 7. Средняя скорость определяется при преодолении частицей мерной базы 4 детектора и преодолении первой и второй (со стороны подлета) тонких эластичных поляризованных конденсаторов. С целью повышения научной отдачи, в составе бортового детектора предусмотрены вставки, содержащие материалы, применяющиеся в спутникостроении, для получения картины деградации конструкционных материалов под воздействием ударов космических частиц: оптическое стекло с напылением из платины, слоистая структура подобная структуре кремниевых солнечных батарей, электровакуумная теплоизоляция, терморегулирующие покрытия типовой толщины.

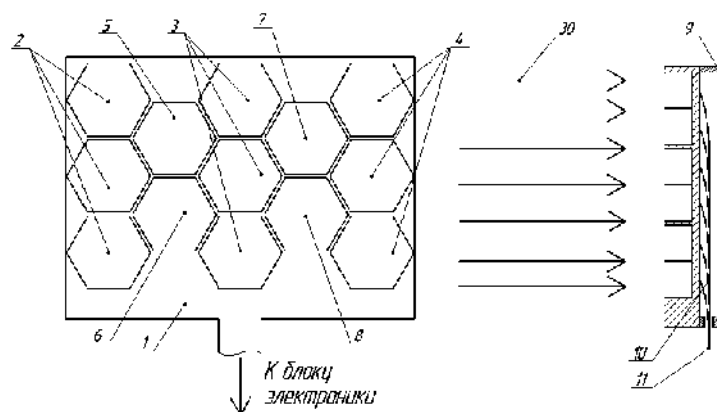


Рисунок 3 – Плоскопанельный детектор для регистрации параметров космических микрочастиц

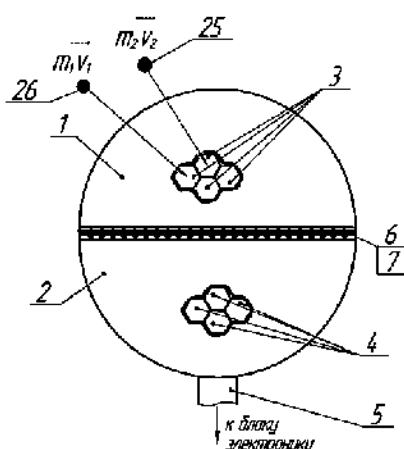


Рисунок 4 – Общий вид сферического детектора частиц

Сферическая часть бортового детектора для контроля параметров космических частиц состоит из двух полусферических оболочек 1 и 2 соответственно [2]. Каждая из этих оболочек представляет собой полусферический корпус 8 из нанокompозитного материала с замощенными на специальные посадочные места по всей его площади многослойными аэрогельными детекторами-ловушками 3 и 4. Эти аэрогельные детекторы-ловушки выполнены в виде шестиугольных кювет с вогнутым под форму сферы дном. В кюветах 3 сенсорной структурой, реагирующей на ударные воздействия, является пьезоэлектрическая пленка PVDF, а в кюветах 4 такой структурой является датчик конденсаторного типа (структура МДМ).

### Библиографический список

1. Баранов Н. А., Скворцов Б. В., Таипова Д. Р. Устройство для измерения параметров хаотических техногенных и метеоритных космических частиц и его применение в околоземном пространстве // Авиакосмическое приборостроение. 2018. №8. С. 35 – 45.

3. Пат. 183905 Российская Федерация, МПК В64G 1/68 Устройство для измерения параметров хаотических техногенных и метеоритных космических частиц / Баранов Н.А., Скворцов Б.В., Таипова Д.Р; заявитель и патентообладатель Самарский университет. – № 2018113068; заявл. 10.04.2018; опубл. 08.10.2018 г., Бюл.№28.

УДК 531.768

## **КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ МОДИФИКАЦИЯ КВАРЦЕВОГО МАЯТНИКОВОГО УЗЛА АКСЕЛЕРОМЕТРА ТИПА Q-FLEX**

**М. С. Харламов, О. С. Гусева**

*АО «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения  
и информационных систем»*

Разработан метод сквозного травления кварца для изготовления маятникового узла акселерометра типа Q-flex с формированием балластных элементов и использованием полимерной пленки-носителя. Проведен сравнительный анализ металлов, применяемых как маскирующие покрытия для сквозного реактивного ионного травления кварца. В модели продемонстрировано возникновение погрешности акселерометра из-за термодформации маятникового узла, вызванного разницей температурного коэффициента линейного расширения кварца и металла токоподводов. Предложен вариант конструкции и технологии изготовления модифицированного маятникового узла с тонкопленочными токоподводами, перенесенными с поверхности перемычек упругого подвеса в пространство между ними в свободновисящее состояние.

Малогобаритные высокоточные акселерометры широко применяются в различных системах и элементах космических аппаратов (КА) и ракет-носителей, к которым относятся автономная навигация, стабилизация, телеметрия, сенсоры различного научного оборудования и т.д. Среди своих представителей, одним из самых распространенных и востребованных является компенсационный гибридный акселерометр с кварцевым маятниковым узлом (МУ) типа Q-flex (рис. 1). Так, например, в работе [1] такой акселерометр описывается как важная часть инструмента, установленного на зонде «Гюйгенс» (*Huygens Atmospheric Structure Instrument, HASI*) для исследования атмосферы крупнейшего спутника Сатурна – Титана.

Акселерометр типа Q-flex обладает высокими точностными характеристиками благодаря низким значениям температурного дрейфа, высокой стабильности и чувствительности. Это обусловлено во многом выбором кварцевого стекла в качестве конструкционного материала для МУ, так как температурный коэффициент линейного расширения (ТКЛР) кварца максимально приближен к

ТКЛР суперинвара – материала магнитной системы, а также низким в сравнении с кремнием модулем Юнга.

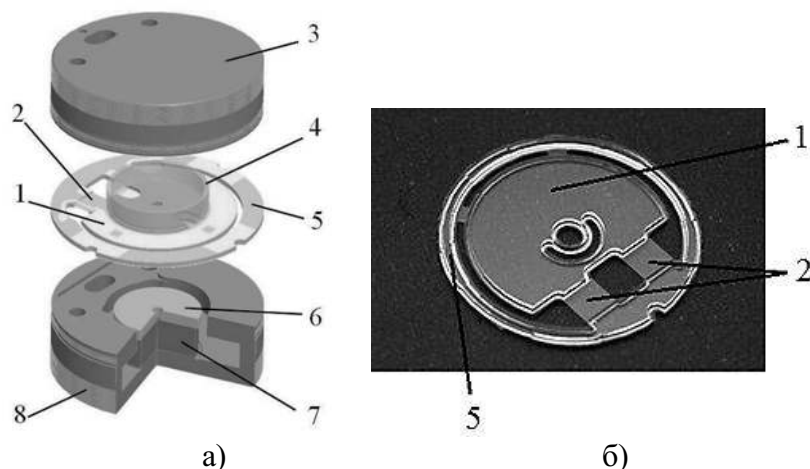


Рисунок 1 – Схема компенсационного акселерометра типа Q-flex (а) и фотография кварцевого МУ, полученного методами жидкостного и плазменного травления (б): 1 - лопасть маятника; 2 – перемычки упругого подвеса 3, 8 - магнитная система; 4 - катушка датчика момента; 5 – кольцо с установочными платиками; 6 - полюсный наконечник; 7 – постоянный магнит [2]

В России изготовление кварцевых МУ для компенсационных акселерометров типа Q-flex преимущественно проводится вручную методами индивидуальной обработки. К недостаткам этой технологии можно отнести высокую трудоемкость и также значительное влияние на процесс изготовления человеческого фактора, увеличивающего технологическую погрешность, что сказывается на точностных характеристиках акселерометра. Авторами [3] разработана технология групповой объемной микрообработки кварцевых пластин диаметром 100 мм для формирования до 17 штук МУ за один цикл. В технологию входит два последовательных процесса двустороннего жидкохимического травления (ЖХТ) кварца и заключительное анизотропное сквозное реактивное ионное травление (РИТ) полученных мембран. Все процессы травления проводится через селективный маскирующий рисунок, сформированный с помощью фотолитографии. Основными недостатками данной технологии оказались нестабильность режима РИТ при большом разбросе значений открытой площади по пластине и сложности удаления технологических перемычек для высвобождения МУ из пластины (рис. 2 (а)). Для решения этих задач был разработан метод сквозного травления кварца с формированием балластных элементов и использованием полимерной пленки-носителя [4], благодаря которому все вытравливаемые каналы имеют одинаковый топологический размер. Разделение МУ и удаление балластных элементов из пластины проходит при удалении полимерной пленки-носителя без использования технологических кварцевых перемычек (рис. 2 (б)). Благодаря более точному воспроизведению размеров и, что самое важное, улучшенному качеству перемычек в МУ, описанная технология позволила добиться улучшения параметра нулевого сигнала (*bias*) в среднем в 2-3 раза. Также, использование технологии групповой обработки с мак-

симальной автоматизацией процессов позволяет в несколько раз снизить стоимость МУ и на порядок увеличить объемы производства акселерометров. К прочим преимуществам этой технологии относятся повторяемость, низкий уровень дефектности получаемых структур и малые вносимые механические напряжения по сравнению с часто используемой при изготовлении МУ лазерной либо ультразвуковой резкой.

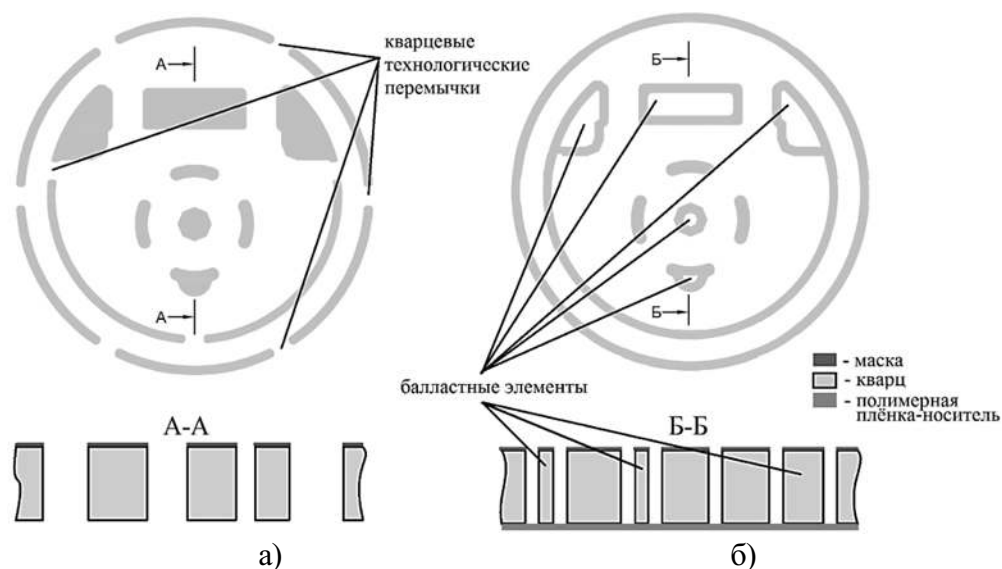


Рисунок 2 – Рисунок вытравливаемой области при сквозном РИТ для традиционной технологии (а) и для технологии травления с формированием балластных элементов (б), также схема профилей сечения обоих вариантов

В экспериментах по отработке вышеописанной технологии был проведен обзор различных металлических масок (титан, медь, алюминий, хром, никель) для сквозного РИТ кварцевых мембран, в который входило экспериментальное исследование селективности металлов и их влияние на процесс травления, а также моделирование методом конечно-элементного анализа термодетформаций, возникающих в кварцевой мембране на границе контакта с металлической пленкой. Выяснено, что титан непригоден в качестве маски для травления из-за низкой селективности и больших вносимых термонапряжений, а получение алюминиевых и хромовых пленок требуемой толщины нетехнологично. Никель обладает наивысшей стойкостью к фторсодержащей плазме среди представленных металлов, однако требует оптимизации режима при травлении на глубину от 20 мкм из-за наличия микромаскирования, роста микроигл и остановки травления. В опытах с медной маской выяснено, что фторидная пленка на поверхности металла обладает плохими маскирующими свойствами и не придает маске бесконечную селективность [5]. Тем не менее, медь остается оптимальным вариантом маски для сквозного РИТ благодаря своей технологичности.

В ходе экспериментов РИТ кварцевых мембран различной толщины было выявлено локальное увеличение скорости травления кварца (рис. 3). Данный эффект особенно четко демонстрируется при травлении кварца в режиме с повышенным напряжением смещения, когда на открытой кварцевой поверхности

наблюдается рост микроигл, так как в областях с увеличенной скоростью травления микроиглы образуются значительно медленнее (рис. 3). Было получено, что распределение микроигл по открытой поверхности кварца соответствует областям мембраны, где лицевая сторона испытывает растягивающие напряжения. Данный эффект может быть объяснен механизмом накопления кварцем поверхностной энергии деформации, которая увеличивает интенсивность удаления атомов напряженных слоев при травлении.

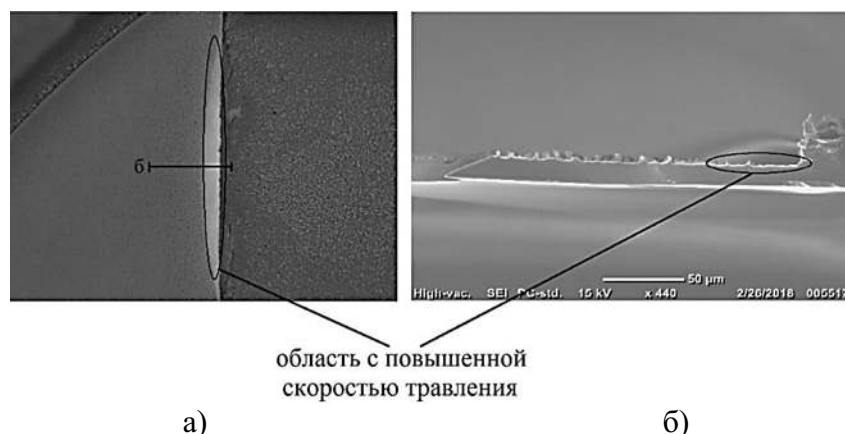


Рисунок 3 – Область мембраны МУ с медной маской после РИТ кварца в режиме с повышенным напряжением смещения; а) – фото с оптического микроскопа (увеличение x5); б) – СЭМ изображение профиля скола

Конструкция традиционных МУ акселерометра типа Q-flex предусматривает наличие на обеих сторонах перемычек упругого подвеса золотых токоподводов. В работе проводилось исследование возникновения погрешности акселерометра из-за термодформации МУ, вызванного разницей ТКЛР кварца и золота ( $0,55 \times 10^{-6}$  [1/К] и  $50,2 \times 10^{-6}$  [1/К] соответственно). Было проведено конечно-элементное моделирование термодформаций перемычек упругого подвеса МУ с напыленными золотыми токоподводами при температурных нагрузках и нулевом внешнем ускорении. (рис. 4)

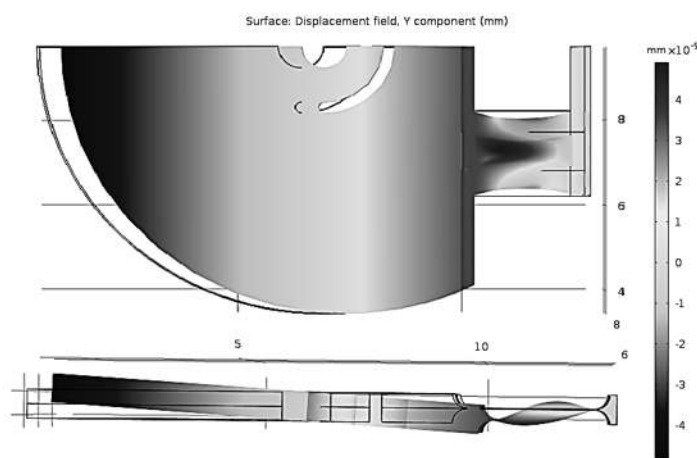


Рисунок 4 – Модель деформации МУ в результате одного термоцикла  $23^{\circ}\text{C} \div 80^{\circ}\text{C} \div 23^{\circ}\text{C}$  в течение 1 часа. Эпюры представлены для деформации по измерительной оси (перпендикулярной плоскости МУ), коэффициент отображенной деформации: x8000



В модели в конструкцию МУ была заложена разнотолщинность токоподводов в 10 нм между лицевой и обратной сторонами (допустимая погрешность – до 20 нм). Был выявлен невозврат геометрии перемычек упругого подвеса маятникового узла, вызванный пластическими термодетформациями токоподводов. Для упрощения в расчете использовалась модель идеально пластических деформаций (без нелинейностей и упрочнения), однако, при количественной оценке гистерезиса в дальнейшем планируется расчет с учетом нелинейностей и ползучести металла.

Одним из возможных решений проблемы термодетформации перемычек упругого подвеса с металлом является перенос токоподводов с поверхности перемычек в область между ними в свободновисящее состояние (рис. 5 (а, б)). Хотя с точки зрения конструкции этот способ довольно очевиден, его технологическая реализация представляет собой сложную задачу из-за малых размеров токоподводов и высоких требованиях к точности их позиционирования и адгезии металла к кварцу. С использованием объемно-поверхностной микрообработки кварца была разработана технология группового изготовления эскизного варианта модифицированной конструкции МУ со свободновисящими тонкопленочными токоподводами в пластинах диаметром 100 мм (рис. 5 (в)). Основной особенностью данного варианта конструкции является совпадение нейтральных плоскостей токоподводов и МУ, что позволяет минимизировать момент силы, создаваемый при охлаждении проводников.

В эскизном варианте при охлаждении конструкции до минимальной эксплуатационной температуры (218 К) согласно расчетам, свободновисящие металлические проводники испытывают напряжения выше предела пластичности, что может приводить к провисанию или разрыву при термоциклировании.

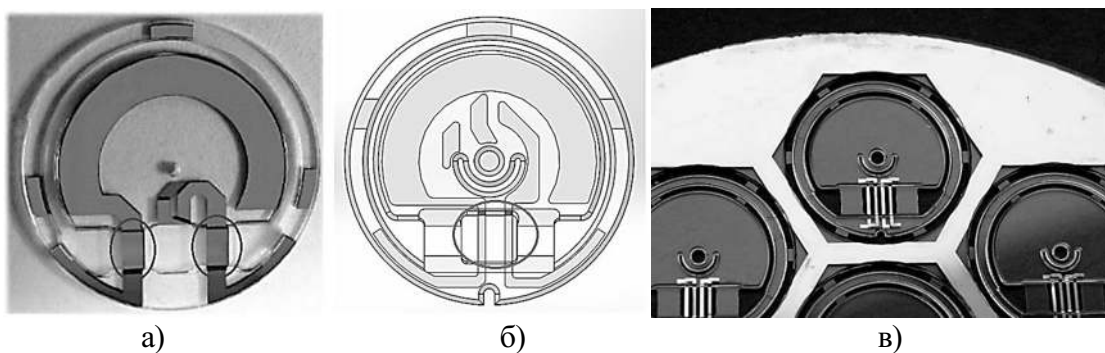


Рисунок 5 – Общий вид МУ с традиционными токоподводами на перемычках упругого подвеса (а); эскиз модифицированной конструкции со свободновисящими тонкопленочными токоподводами с одной стороны МУ (б); эскизный вариант полученных МУ в пластине (в)

Для снижения возникающих напряжений в предел упругих деформаций был выбран метод микропрофилирования проводников по форме меандра (рис. 6). Расчет геометрии проводился методом конечно-элементного моделирования. В результате уровень максимальных растягивающих напряжений при охлаждении был снижен до 80 МПа, что более чем в 2 раза ниже предела текучести для

металла. Также снижение термонапряжений в проводнике позволяет дополнительно снизить передающийся от токоподводов на лопасть маятника момент силы при охлаждении.

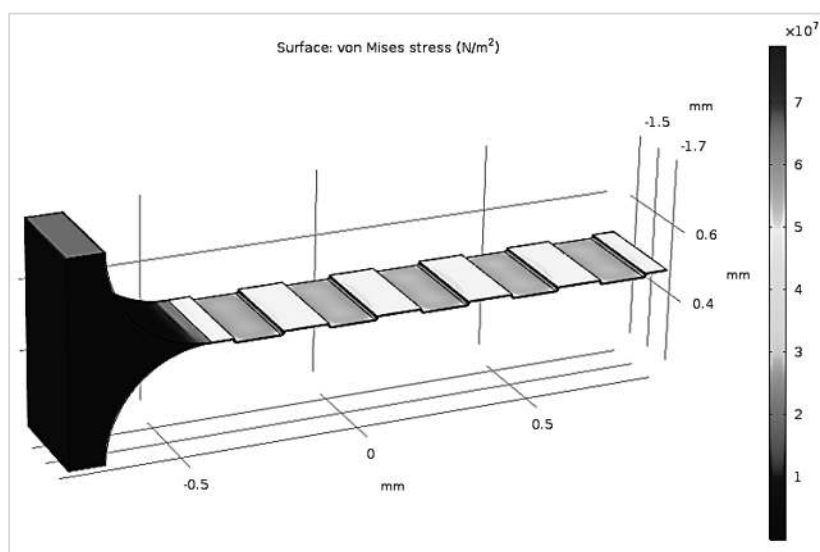


Рисунок 6 – Модель напряжений в свободновисящем тонкопленочном токоподводе с микропрофилированием по форме меандра при температуре  $-60^{\circ}\text{C}$ .

### Библиографический список

1. *B. Hathi et al.* Huygens HASI servo accelerometer: A review and lessons learned // *Planetary and Space Science*, №57. 2009, pp. 1321 – 1333.
2. *Бом С. Дж.* Оптимизация параметров и моделирование рабочих режимов в компенсационных акселерометрах типа Q-flex и Si-flex: дис. ... канд. техн. наук: М.: 2012. 239 с.
3. Пат. 2656109 С1 РФ, МПК Н 01 L 21/308. Способ изготовления чувствительного элемента акселерометра / Д. В. Козлов, И. П. Смирнов, А. С. Корпунин, В. М. Запетляев, Г. А. Исакова; АО «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем» (АО «Российские космические системы»). – № 2017109870; заявл. 24.03.2017; опубл. 31.05.2018, Бюл. № 16. – 12 с.
4. Пат. 2686119 С1 РФ, МПК Н 01 L 21/3065. Способ разделения пластин на чипы и получения сквозных отверстий большой площади для изделий микроэлектроники / М. С. Харламов; АО «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем» (АО «Российские космические системы»). – № 2018125704; заявл. 12.07.2018; опубл. 24.04.2019, Бюл. № 12. – 8 с.
5. *D.W. Kim et al.* High rate etching of 6H-SiC in SF<sub>6</sub>-based magnetically-enhanced inductively coupled plasmas // *Thin Solid Films*. № 447-448. 2004, pp. 100-104.

## **ДВУХРЕЖИМНЫЙ СПОСОБ НАБЛЮДЕНИЯ ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ**

**Д. Г. Цируль**

*АО «Конструкторское бюро «Арсенал» имени М.В. Фрунзе»*

Для решения задачи уменьшения периодичности обзора заданного района предложен двухрежимный способ наблюдения земной поверхности. Данный способ предусматривает использование в процессе функционирования аппарата режима глобального наблюдения и режима регионального наблюдения. Переход между режимами наблюдения осуществляется за счет изменения большой полуоси орбиты.

Основным режимом наблюдения является режим глобального наблюдения. Данный режим реализуется за счет нахождения КА на кратной геосинхронной орбите с периодом обращения, обеспечивающим ежесуточное смещение трассы полета на величину ширины полосы обзора КА. При возникновении необходимости наблюдения заданного района земной поверхности с низкой периодичностью аппарат переводят в режим регионального наблюдения. Для этого с помощью двигательной установки осуществляется переход с кратной геосинхронной орбиты на близкую компланарную суточно-синхронную орбиту, обеспечивающую ежесуточное повторение трассы. При этом прохождение трассы через заданный район земной поверхности обеспечивается за счет фазирования на исходной или промежуточной орбите в процессе перелета.

После проведения наблюдения заданного района земной поверхности в течение требуемого времени КА с помощью двигательной установки возвращают на исходную кратную геосинхронную орбиту для обеспечения глобальности наблюдения земной поверхности.

В процессе исследования были определены основные параметры орбит глобального и регионального наблюдения. Так же была разработана методика расчета трасс космических аппаратов для двухрежимного способа наблюдения земной поверхности. Анализ трасс, построенных при помощи данной методики, позволил оценить оперативность получения информации при использовании двухрежимного способа наблюдения. В режиме регионального наблюдения достигается снижение периодичности обзора требуемого района как минимум до 1 суток при использовании в составе орбитальной группировки одного КА. Периодичность обзора некоторых районов снижается до 0,5 суток, что зависит от наклона орбиты.

Для полученных орбит было проведено оценивание энергетических и временных затрат на осуществление перехода между режимами наблюдения. Средняя разность высот между соседними орбитами глобального и регионального

наблюдения составляет 70 км. Величина суммарного импульсного приращения скорости для изменения режима наблюдения составляет порядка 40-70 м/с.

Данные величины свидетельствуют об относительно невысоких энергетических затратах при использовании предложенного двухрежимного способа наблюдения. В свою очередь экономические затраты на создание группировки, функционирующей с применением предложенного двухрежимного способа наблюдения значительно меньше, чем экономические затраты связанные с вариантом увеличения количественного состава существующих орбитальных группировок для получения вышеуказанной периодичности обзора заданного района.

Реализация данного подхода целесообразна прежде всего для малых и средних КА (масса КА не превышает 3 тонн), для которых увеличение маневренных возможностей не ограничено жесткими требованиями к их массовым характеристикам, обусловленным возможностями средств выведения.

На представленный двухрежимный способ наблюдения был получен патент № 2670081, опубликованный 17.10.2018 г.

На основании полученных результатов сделаны следующие выводы:

1. Представляется возможным создание группировки КА ДЗЗ, периодичность обзора заданных районов которой можно уменьшить не только наращиванием количества аппаратов, но и переходами между режимами наблюдения за счет применения маневров.

2. Энергозатраты на переход между близкими орбитами глобального и регионального наблюдения относительно невелики и соизмеримы с затратами на коррекцию орбиты КА, связанную с компенсацией аэродинамического сопротивления.

4. Использование двухрежимного способа наблюдения обеспечивает существенное повышение оперативности ДЗЗ при ограниченных экономических и приемлемых энергетических затратах.

## **МЕТОДИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПОДГОТОВКИ КОСМОНАВТОВ К УПРАВЛЕНИЮ АНТРОПОМОРФНОЙ РОБОТОТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ (АРТС КН) В ИНТЕРЕСАХ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОГРАММ ОСВОЕНИЯ БЛИЖНЕГО И ДАЛЬНЕГО КОСМОСА**

**Ю. С. Чеботарев, В. Г. Сорокин**

*ФГБУ «Научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов имени Ю. А. Гагарина»*

Использование роботов космического назначения является одним из перспективных направлений пилотируемой космонавтики. Одной из причин необ-

ходимости применения робототехнических систем космического назначения (РТС КН) является усложнение и увеличение количества работ, выполняемых космонавтами в процессе реализации программы межпланетного космического полета. Таким образом, делегирование ряда операций (рутинных, выполняемых в особо опасных условиях и др.) роботам разгрузит космонавтов, позволит освободить время для решения интеллектуальных и творческих задач.

Разработка и создание АРТС (по кинематической схеме аналогичной человеку и обеспечивающих выполнение действий, присущих человеку), предполагает их использование для выполнения работ на перспективных космических комплексах, напланетных станциях, в том числе в беспилотном режиме эксплуатации. На данный момент разработка подобных роботов и технологии их использования находятся на начальном этапе: на МКС используется лишь один антропоморфный робот «Robonaut» (совместная разработка NASA и General Motors), способный выполнять довольно простые действия. Японское космическое агентство к 2020 г. планирует доставить на МКС своего антропоморфного робота, управляемого в копирующем режиме с Земли. АРТС КН «FEDOR» российской разработки (АО «НПО «Андроидная техника»), управляемая в копирующем режиме, планируется к доставке на МКС уже в ближайшее время. Управлять роботом «FEDOR» будет космонавт из российского сегмента МКС. При этом подготовка российских космонавтов к выполнению некоторых операций в космическом полете с использованием робота «FEDOR» осуществлялась (в том числе) и в ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» (далее – Центр). Для подготовки космонавтов профессиональному взаимодействию с роботом «FEDOR» в Центре (впервые в России) использовались универсальный компьютерный стенд робототехнических систем (УКС РТС) в совокупности с задающим устройством копирующего типа (ЗУКТ) и технологический макет антропоморфного робота (ТМ-1). В процессе ряда занятий в Центре космонавты получили теоретические знания и первоначальные навыки профессионального взаимодействия с АРТС КН в копирующем режиме.

Созданный в Центре УКС РТС, на базе единого комплекса программно-аппаратных средств моделирования и визуализации виртуальных интерактивных 3D-моделей роботов и их внешнего окружения, предназначен как для отработки навыков управления космонавтом различными РТС КН, так и для проведения эргономических исследований прототипов роботов и задающих устройств и изучения и уточнения режимов функционирования эргатической системы (ЭС) «космонавт – РТС КН – профессиональная среда деятельности».

УКС РТС позволяет проводить работы по целому ряду направлений:

- проводить подготовку космонавтов по управлению РТС КН различного целевого назначения и конструктивного исполнения в различных условиях эксплуатации (на борту пилотируемого космического комплекса, при внекорабельной деятельности в ходе космического полета, в процессе напланетной деятельности и др.);

- отрабатывать профессиональное взаимодействие космонавтов с различными РТС КН;
- проводить эргономические исследования и экспериментальную отработку эргономических характеристик (ЭС) «космонавт – РТС КН – профессиональная среда деятельности»;
- выполнять исследования функциональных возможностей РТС КН по выполнению операций под управлением космонавта;
- проводить исследования и оценивать человеко-машинные интерфейсы и функциональные возможности космонавтов при выполнении операций с использованием РТС КН различного исполнения и целевого назначения;
- формировать базы исходных данных для проведения натуральных космических экспериментов в части взаимодействия космонавтов с образцами РТС КН, планируемыми к доставке на пилотируемые космические корабли.

Вследствие этого, научно-техническая работа посвящена разработке методики подготовки космонавтов к управлению АРТС КН в интересах реализации программ освоения ближнего и дальнего космоса. Одновременно решаются сопутствующие задачи: разработка методической карточки подготовки космонавтов к управлению АРТС КН; исследование возможности выполнения типовых операций космонавтом с использованием АРТС КН; разработка конструкции инструментального стенда для отработки космонавтом некоторых операций с использованием АРТС КН.

Особое внимание уделено процессу обучения космонавтов управлению роботом, учитывая сжатые сроки подготовки и интеграцию программы подготовки занятия в общую структуру данных о подготовке экипажа к экспедиции в целом. Для этого предполагается разработка методической документации для проведения лекционных и практических занятий.

Кроме того, тренажерные средства, обеспечивающие подготовку космонавтов, качество их изготовления, удобство и безопасность работы на них позволяют готовить экипаж к работе с роботом на реальном космическом объекте. Вследствие этого в данной работе уделено внимание перспективам дооснащения имеющихся в Центре тренажных средств для выполнения большего количества операций.

Результаты научной работы могут использоваться при подготовке космонавтов, а также могут быть адаптированы для подготовки космонавтов к подобным программам, связанным с управлением РТС КН.

Создание УКС РТС и разработка инструментального стенда для отработки ряда операций могут являться основой для создания новых специализированных тренажеров для подготовки к работе с РТС КН.

Полученная на основе исследований методическая документация может обеспечить подготовку космонавтов и являет собой основу для подготовки космонавтов к следующим программам полета с участием РТС КН, что удовлетворяет требованиям Положения об участии космонавтов ГК «Роскосмос» в работах по созданию (модернизации) пилотируемых космических комплексов.

## РАЗРАБОТКА И РЕАЛИЗАЦИЯ ДВУХВИТКОВОЙ СХЕМЫ СБЛИЖЕНИЯ КОРАБЛЯ СОЮЗ МС С МКС

Н. А. Чудинов, Р. Ф. Муртазин

*Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С. П. Королева*

Длительное нахождение экипажа в тесном объеме корабля в процессе сближения является серьезным испытанием, особенно для неподготовленных космонавтов-туристов. Используемые на сегодняшний день схемы обеспечивают проведение сближения со станцией минимум за 6 ч, а с учетом предстартовой подготовки длительность рабочего дня экипажа достигает 16 ч. Кроме того, благодаря развитию программ по освоению Луны поднимается необходимость проведения «быстрой» стыковки пилотируемого корабля с разгонным блоком менее чем за 4 ч. «Быстрые» схемы сближения, в свою очередь, обладают узким диапазоном баллистических условий для их применения, из-за чего возможность их использования наступает крайне редко.

Целью работы является разработать схему сближения, длительностью менее 4 ч. В число задач входят разработка методики расширения баллистических условий для реализации двухвитковой схемы сближения и рассмотрение возможности дальнейшего сокращения длительности сближения.

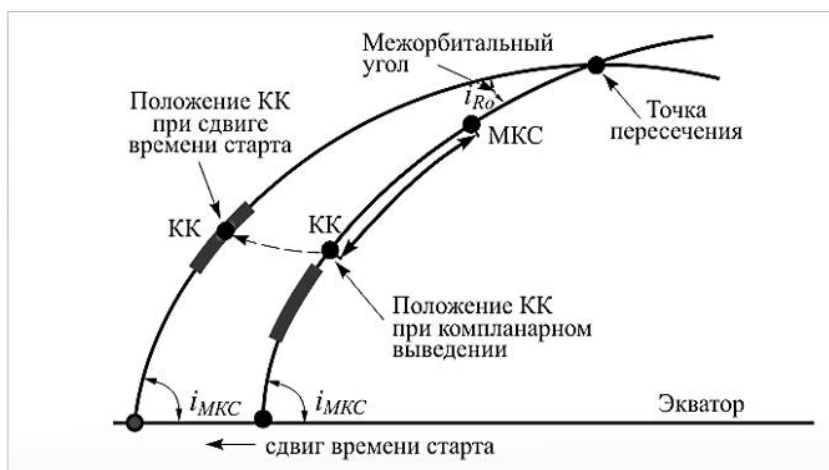
С 1986 г. для сближения космических кораблей на орбите используется двухсуточная схема. Баллистические условия для реализации этой схемы наступают достаточно часто: каждые 2 дня из трех последовательных. За время полета до МКС экипаж успевает адаптироваться к невесомости, что позволяет в случае необходимости выполнить стыковку в ручном режиме. Двухсуточная схема также достаточно устойчива к нештатным ситуациям, связанным со срывом маневров. Вместе с тем в течение более чем двое суток необходимо проводить определение параметров орбиты, расчет маневров, управление КК, что требует привлечения большого числа специалистов.

В 2012 г. была реализована четырехвитковая схема сближения длительностью около 6 часов [1]. Ее особенностью стало то, что первый маневр, состоящий из двух импульсов, для перехода на орбиту фазирования выполнялся до измерения параметров орбиты после выведения, а уже затем параметры орбиты уточнялись и проводились коррекции. Стыковка со станцией выполняется до проявления негативного воздействия на организм экипажа. Однако длительность стартового дня экипажа от пробуждения до снятия скафандров на МКС составляет около 16 ч, 10 из которых экипаж должен находиться в скафандрах [1].

При реализации четырехвитковой схемы использовалась ракета-носитель «Союз ФГ» с аналоговой системой управления, приводящей к большим разбросам при выведении. Это требовало на части витка определять параметры орбиты, за счет измерений с наземных пунктов, а затем выделять один виток для проведения двухимпульсного корректирующего маневра для парирования

ошибок выведения РН, неучтенных при проведении первого маневра. В настоящее время готовится переход к запуску КК Союз МС с помощью РН «Союз 2» этапа 1а с цифровой системой управления, обеспечивающей более точное выведение. Кроме того, модернизированный корабль Союз МС, оснащенный автономной системой навигации, способен автономно определять параметры орбиты. В совокупности это позволяет дополнительно сократить продолжительность сближения.

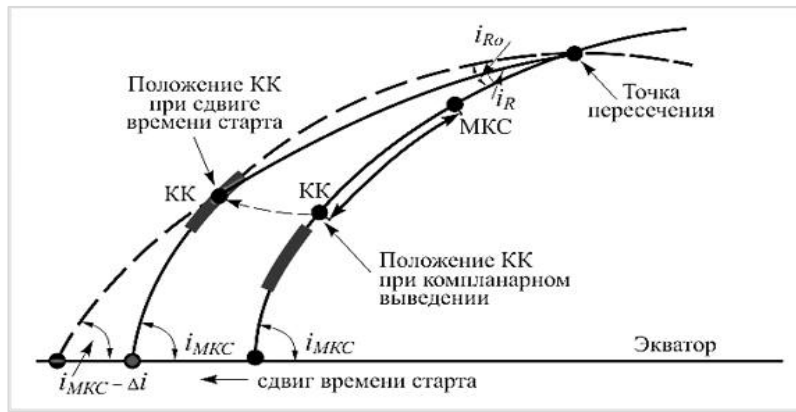
Исследования показали возможность выполнения сближения по двухвитковой схеме продолжительностью менее чем 4 ч [2]. Недостатком этой схемы является крайне малая частота появления благоприятных условий для ее проведения. С целью расширения диапазона баллистических условий рассмотрена методика квазикомпланарного выведения [3]. Сущность ее заключается в том, что оптимальность взаимного углового положения корабля и станции достигается поправкой к времени старта. Боковое рассогласование между плоскостями орбит выведения и станции, возникающее из-за вращения Земли, потребует меньше дополнительного расхода топлива, чем при «прямом» компланарном выведении в плоскость орбиты МКС. Такой подход был подтвержден 10 июля 2018 г. при запуске к МКС транспортного корабля «Прогресс МС-09» [4].



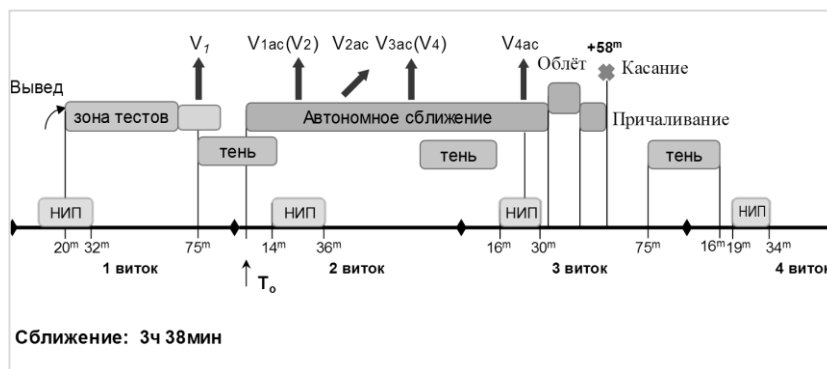
Дальнейшее улучшение квазикомпланарного выведения может быть связано с изменением наклона орбиты выведения. Выполнить это можно за счет незначительного маневра на участке работы третьей ступени РН. За счет этого можно значительно расширить диапазон стартовых возможностей без существенного дополнительного расхода и, к примеру, диапазон баллистических условий для сближения по двухвитковой схеме окажется существенно шире соответствующего диапазона для четырехвитковой схемы.

Успешная отработка описанной методики расширения диапазона пусковых условий, позволит в дальнейшем перейти к реализации одновитковой схемы сближения.





Таким образом, разработана двухвитковая схема сближения, обеспечивающая стыковку со станцией уже через три часа после старта корабля. Тем самым снижается продолжительность нахождения экипажа в тесном объеме корабля. Двухвитковая схема позволит доставлять на станцию скоропортящиеся грузы и оперативно выполнять спасательные операции в космосе. Также, благодаря быстрому проведению сближения, сокращается объем работы персонала управления полетом.



Результаты показали, что квазикомпланарное выведение при сближении по «быстрым» схемам существенно расширяет их диапазон применения. Так, для рассмотренной двухвитковой схемы диапазон углов взаимных положений корабля и станции на момент старта удалось существенно расширить. Экономия топлива при сближении составила 25 кг по сравнению с двухсуточной схемой сближения и около 5 кг по сравнению с четырехвитковой схемой за счет сокращения числа динамических операции при управлении движением вокруг центра масс корабля.

В настоящее время рассматривается возможность применения двухвитковой схемы и квазикомпланарного выведения для запуска пилотируемого корабля Союз МС к МКС. Дальнейшее развитие «быстрых» схем сближения с квазикомпланарным выведением позволит реализовать одновитковую схему сближения, а также использовать «быструю» стыковку с разгонным блоком на низкокипящих компонентах в рамках двухпусковых схем полета к Луне.

## Библиографический список

1. Муртазин Р.Ф. «Быстрая» схема сближения: МКС становится ближе // Полет. 2013. №8. С. 116–120.
2. Муртазин Р.Ф. Двухвитковая схема сближения космического корабля «Союз» с международной космической станцией // Космонавтика и ракетостроение. 2017. Вып. 1(94). С. 30–37.
3. Муртазин Р.Ф. Использование квазикомпланарной орбиты выведения для быстрого доступа космического корабля к орбитальной станции // Космические исследования. 2014. Вып. 1(74). С. 42–49.
4. Красильников А. «Прогресс МС-09»: два витка – и на станции! // Новости космонавтики. 2018. №09(428). С. 18–22.

**СЕКЦИЯ 4 – НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ВЕЩЕСТВА  
ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ  
(КОМПОЗИТЫ, НАНОМАТЕРИАЛЫ, КОМПОНЕНТЫ  
ТОПЛИВА, ТЕПЛОЗАЩИТНЫЕ И ТЕПЛОИЗОЛИРУЮЩИЕ  
МАТЕРИАЛЫ И ПОКРЫТИЯ и т.п.)**

**ИССЛЕДОВАНИЕ НОВОГО КЕРАМИЧЕСКОГО МАТЕРИАЛА.  
ПИРОЛИТИЧЕСКИЙ НИТРИД БОРА (ПНБ)**

**Н. Н. Валентюкевич**

*ФГУП «ОКБ «Факел»*

Керамика на основе нитрида бора широко применяется в машиностроении, в авиастроении и ракетной технике благодаря своим свойствам: высокой плотности, химической инертности, высокой прочности при высоких температурах и т. д.

Пиролитический нитрид бора, получаемый посредством химического осаждения, имеют преимущество в сравнении с изделиями из спеченного нитрида бора, т.к. пиролитический нитрид бора обычно более плотный и не содержит примеси и пор, которые свойственны спеченным изделиям.

В настоящее время, в рамках работ по импортозамещению, возникла необходимость замены материала пиролитического нитрида бора (ПНБ) иностранного производителя на материал-аналог российского производителя.

Трубки из пиролитического нитрида бора применяются в ОКБ «Факел» во всех модификациях катодов СПД (СПД-50, СПД-100, СПД-140 и т.д). Для определения наиболее важных характеристик, которыми должны обладать трубки ПНБ для применения в катодах СПД необходимо проанализировать основные функции трубок в применяемых узлах.

Основные функции трубок:

- изоляционный материал.
- механическая опора (в связи с нагревом до высоких температур ( $\approx 1700^\circ\text{C}$ ) спираль, расположенная внутри трубок может терять геометрию, изменять форму, поэтому трубки выполняют поддерживающую функцию, роль механической опоры).

Исходя из основных функций трубок, можно сделать вывод, что важными характеристиками, которыми должны обладать трубки ПНБ являются:

- сохранение диэлектрических характеристик при температуре до  $1800^\circ\text{C}$ ;
- высокие механические свойства.

Для замены поставщика одного материала на другой определен объем работ для подтверждения идентичности свойств. Для отработки и внедрения нового материала была закуплена опытная партия трубок

Сравнение характеристик проводилось по следующим параметрам:

- соответствие требованиям технических условий (таблица 1);
- соответствие технических требований ОКБ «Факел»;
- воздействие ионизирующего излучения космического пространства;
- воздействие температуры;
- отработка в составе изделия.

Таблица 1

Требования к заготовкам из пиролитического нитрида бора

Наименование параметра	Российское производство	Иностранное производство
Плотность, г/см <sup>3</sup>	1,95 – 2,20	1,99
Предел прочности при изгибе, перпендикулярно оси напыления, МПа	100 – 150	150
Модуль Юнга, вдоль оси напыления, ГПа	15 – 24	16
Коэффициент теплопроводности, вдоль оси напыления, Вт· м <sup>-1</sup> · К <sup>-1</sup>	50 – 80	–
Удельное сопротивление, Ом см	10 <sup>15</sup>	–
Коэффициент линейного расширения, вдоль оси напыления, 10 <sup>-6</sup> К <sup>-1</sup>	1,90 – 4,20	–
<u>Теплопроводность, Вт· м<sup>-1</sup> · К<sup>-1</sup>, в направлении:</u>		
оси напыления	–	50
перпендикулярном оси напыления	–	1,8
<u>Коэффициент теплового расширения, 1/К 10<sup>6</sup>, в направлении:</u>		
оси напыления	–	3,5
перпендикулярном оси напыления	–	32
Электрическая прочность, кВ/мм	–	400
Удельное сопротивление, Ом см	–	10 <sup>14</sup>

1. Сравнение требований технических условий (таблица 1)

2. Входной контроль трубок

Входной контроль керамических трубок из пиролитического нитрида бора российского и иностранного изготовителя проводился в следующем объеме: контроль внешнего вида, контроль геометрических размеров, контроль электрического сопротивления. Входной контроль проводился на 100% трубок. Трубки из нового материала успешно прошли входной контроль: внешний вид, геометрические размеры, электрическое сопротивление соответствуют ТУ и КД.

3. Исследование радиационной стойкости материала

Для трубок из материала российского производства проводились исследования радиационной стойкости материала суммарной поглощенной дозой не

менее  $1,0 \times 10^9$  рад (Si). Нарушение целостности материала после облучения не обнаружено.

#### 4. Влияние температуры.

Керамические трубки подвергались термическому воздействию (трубки российского изготовителя – подвергались термическому воздействию после испытаний на радиационную стойкость).

После всех видов испытаний выполнялся контроль геометрических размеров и контроль электрического сопротивления.

Процесс термической обработки включал в себя:

- нагрев до  $550\text{ }^{\circ}\text{C}$  на воздухе с выдержкой при этой температуре 180 мин. и охлаждением с печью;
- нагрев трубок до  $1000\text{ }^{\circ}\text{C}$  на воздухе с выдержкой - 30 мин. и охлаждением с печью;

После каждой операции термического воздействия измерялись геометрические размеры, электросопротивление и проводился контроль внешнего вида.

Также были проведены испытания керамических трубок на термоудар:

- Трубки из пиролитического нитрида бора иностранного и российского производства нагревались до  $1700\text{ }^{\circ}\text{C}$  на воздухе и далее охлаждались в воде;

На рисунках 1 и 2 приведены фотографии трубок российского производства до и после термического воздействия соответственно.

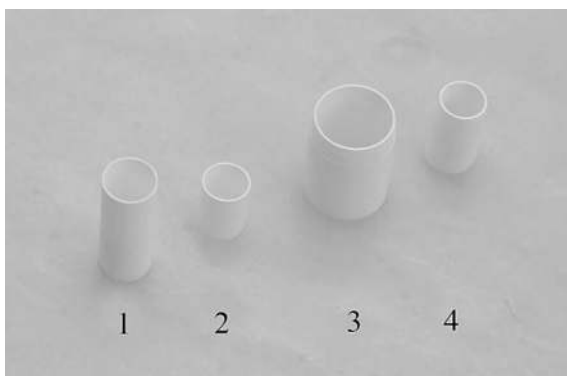


Рисунок 1 – Трубки из материала российского производства до термического воздействия

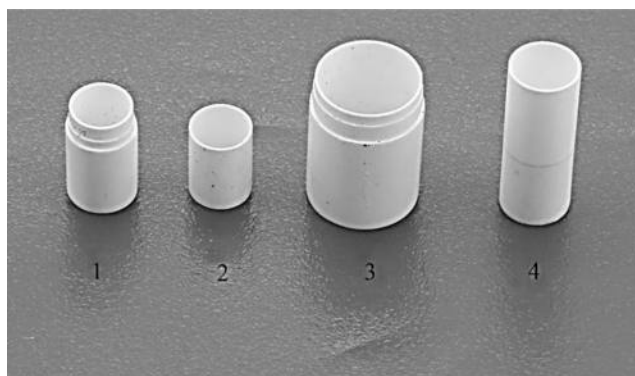


Рисунок 2 – Трубки из материала российского производства после термического воздействия

Таким образом в результате термического воздействия технические характеристики трубок из пиролитического бора не изменились.

#### Выводы

1. По результатам проведенных работ материал российского производства признан соответствующим требованиям КД и характеристики материалы идентичны материалу иностранного производства;

2. Трубки из нового материала были успешно испытаны в СПД-50, СПД - 140;

3. По положительным результатам проделанных работ планируется внедрение материала российского производства в изделия ФГУП «ОКБ «Факел».

*Научный руководитель – зам. главного технолога ОКБ «Факел» Я. А. Назарова.*

### **Библиографический список**

1. Шевченко В. Я., Баринов С. М. Техническая керамика. М.: Наука. 1993. 187 с.
2. Кнунянц И. Л. и др. т.1 А-Дарзана // Химическая энциклопедия. М.: Советская энциклопедия, 1988. 623 с.
3. Шевченко В. Я., Баринов С. М. Введение в техническую керамику. М.: Наука. 1993. 112 с.
4. Берлин А. А. Полимерные Композиционные Материалы: свойства, структура, технологии. СПб: Профессия, 2008. 560 с.
5. Дигонский С. В. Газофазные процессы синтеза и спекания тугоплавких веществ. М.: ГЕОС, 2013. 462 с.

УДК 669.715:629.765

## **ИННОВАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ПОЛУЧЕНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ МАТЕРИАЛОВ РАКЕТНО- КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ**

**В. Г. Долгополов**

*ПАО «Протон-ПМ»*

Использование тяжелых и сверх тяжелых ракетоносителей последнего поколения показали высокую значимость применения новых и изыскания резервов повышения характеристик механических свойств уже применяемых материалов. При изготовлении крупногабаритных сплавов отливок и деталей ракетно-космического назначения часто применяют сплавы на основе алюминия [1 – 3]. Ключевыми параметрами данных сплавов являются механические и эксплуатационные свойства, их низкая плотность и соответственно – низкая масса, и высокая удельная прочность изделия.

Известно, что наиболее перспективными методами воздействия на структуру и свойства силуминов является гомогенизация расплава [4] и различные виды модифицирования [5 – 8].

В качестве материала исследования выбран доэвтектический силумин АК9ч, обработанный по следующим четырем режимам:

- режим 1 (базовый).
- Режим 2 (гомогенизация).
- Режим 3 (модифицирование).
- Режим 4 (Совместное воздействие гомогенизации и модифицирования).

Заливку образцов производили в песчаную форму для реализации условий замедленной кристаллизации сплава.

Термическую обработку сплава производили по технической документации ПАО «Протон-ПМ».

Исследование сплава АК9ч, обработанного по режиму 2, примененный при изготовлении образцов в ПАО «Протон-ПМ» привел к повышению предела прочности, в сравнении со сплавом по режиму 1. Применение режима 3 положительно повлияло на пластические характеристики. Важно отметить, что сплав АК9ч, прошедший комплектную обработку по режиму 4, обладает наилучшим комплексом механических характеристик. Сочетание значений относительного удлинения и относительного сужения - наилучшие среди всех режимов обработки: так, после проведения режима 4 значение относительного удлинения достигает 3,2 %, а относительное сужение равно 5,5 %. (рис. 1)

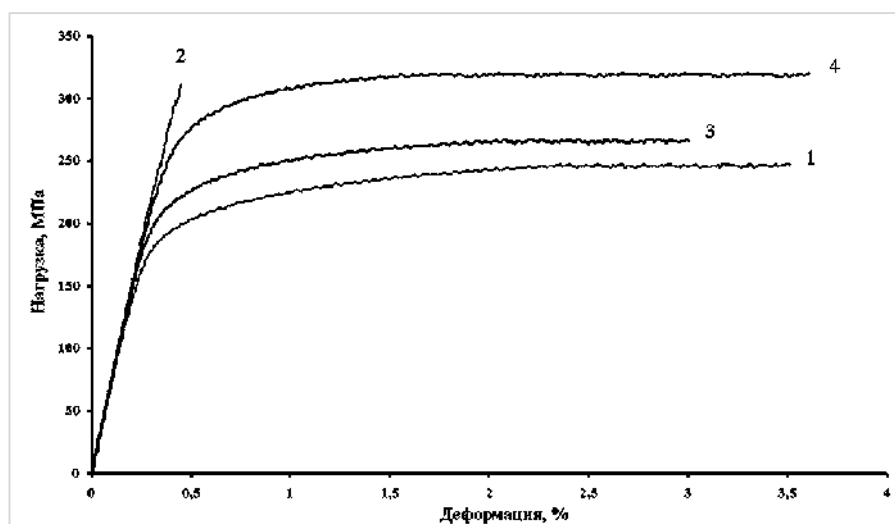


Рисунок 1 – Диаграммы одноосного растяжения  
1 – режим 1; 2 – режим 2; 3 – режим 3; 4 – режим 4.

Анализ микромеханизмов роста трещины, проведенный на поверхности разрушения разрывных образцов показал, что в результате модифицирования (режим 3) микромеханизм роста трещины меняется с хрупкого на квазихрупкий с участками микровязкой составляющей. Микромеханизм роста трещины в сплаве АК9ч после проведения режима 4 не претерпевает серьезных изменений по сравнению с 3 режимом: микромеханизм квазихрупкий с значительными областями микровязкого разрушения. Однако стоит отметить общий характер поверхности разрушения свидетельствует об уменьшении размеров единичных фрактурных элементов, что хорошо согласуется с экспериментально подтвержденным фактом общего существенного диспергирования структуры [9 – 10]. (рис. 2).

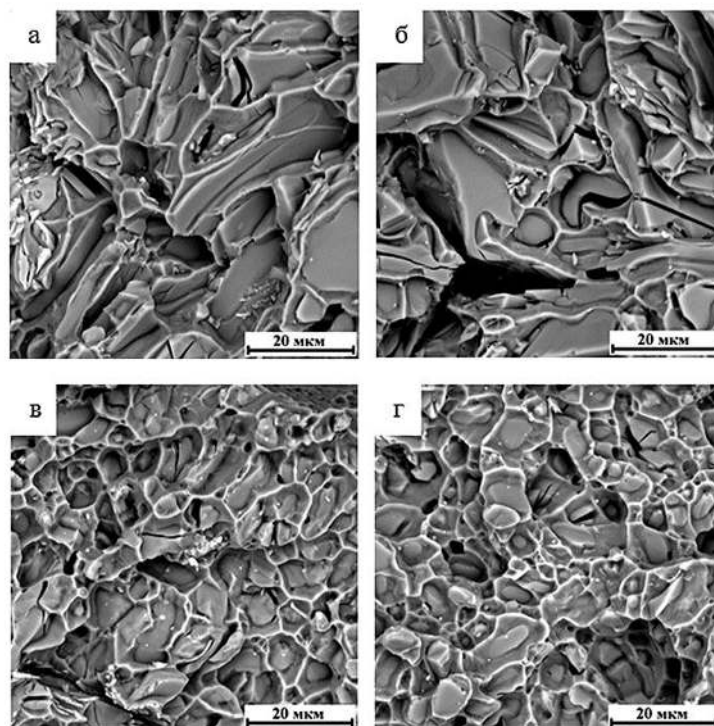


Рисунок 2 – Структура и микромеханизм роста трещины сплава АК9ч, обработанного по режимам 1–4;  
а – режим 1; б – режим 2; в – режим 3; г – режим 4; (SEM), х4000.

### Библиографический список

1. Курдюмов. А. В., Пикунов М. В., Чурсин В. М. Производство отливок из сплавов цветных металлов. М.: Металлургия. 1986. 416 с.
2. Фридляндер И. Н. Современные алюминиевые, магниевые сплавы и композиционные материалы на их основе // МиТОМ. 2002. №7. С. 25–29.
3. Золоторевский В. С., Белов Н. А. Металловедение литейных алюминиевых сплавов. М.: МИСиС, 2005. 376 с.
4. Рожницина Е. В. Влияние гомогенизирующей термической обработки сплавов алюминия с германием, гафнием, кобальтом и железом в жидком состоянии на их структуру после кристаллизации. Екатеринбург: Диссертация на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук, 2005. 114 с.
5. Волочко А. Т. Модифицирование эвтектических и первичных частиц кремния в силуминах. Перспективы развития. // Литье и металлургия. 2015. №4(81). С. 38 – 45.
6. Напалков В. И. Легирование и модифицирование алюминия и магния. М.: МИСиС, 2002. 376 с.
7. Митяев А. А., Волчок И. П., Фролов Р. А. и др. Комплексное модифицирование вторичных силуминов // Наука и прогресс транспорта. Вестник Днепропетровского национального университета железнодорожного транспорта. №34. 2010. С. 87 – 96.



8. Мальцев М. В. Модифицирование структуры металлов и сплавов. М.: Металлургия, 1984. 282 с.

9. Долгополов В. Г., Дубровский В. А., Симонов М. Ю. и др. Способы влияния на структуру и свойства алюминиевых сплавов, используемых в авиакосмической отрасли // Вестник ПНИПУ. Машиностроение, материаловедение. 2016. Т.18, №2. 50 – 63.

10. Долгополов В. Г., Дубровский В. А., Симонов М. Ю. и др. Структурные особенности гомогенизированного силумина, используемого в авиакосмической отрасли, с модифицированием и без него // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2018. №52. С. 60 – 70.

## **РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ПОЛУЧЕНИЯ ТОНКОСТЕННЫХ ГЕРМЕТИЧНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ УГЛЕРОД- КЕРАМИЧЕСКИХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**

**И. А. Коломийцев**

*АО «Композит»*

В настоящее время изделия из углерод-керамических композиционных материалов (УККМ) все чаще применяются в конструкциях и узлах, работающих в условиях высоких температур, окислительных сред и высокоскоростных эрозионных потоках.

Основные методы формирования УККМ, на сегодняшний день, являются: химическое осаждение из газовой фазы (CVD – chemical vapor deposition, Chemical Vapor Infiltration – CVI), пропитка полимерными прекурсорами с последующей термообработкой (Polymer Infiltration and Pyrolysis – PIP), пропитка расплавами (Reactive Melt Infiltration – RMI). Метод химического осаждения имеет основные пять модификаций: изотермический; термоградиентный; бароградиентный, термоградиентный с принудительной фильтрацией; метод с пульсацией давления. Все вышеперечисленные методы имеют свои плюсы и минусы, однако для создания герметичных изделий наиболее приемлемым и одновременно экономически эффективным представляется термоградиентный метод химического осаждения из газовой фазы (TG CVI).

В последнее время в зарубежной литературе наблюдается серия работ, посвященных материалам УККМ получаемых TG-CVI методом. В данных работах в качестве прекурсора используется метилтрихлорсилан (МТС)  $\text{CH}_3\text{SiCl}_3$  и описывается формирование матрицы карбида кремния SiC в углеродных преформах. На сегодняшний день информации по аналогичным работам в России обнаружено не было.

Целью настоящей работы является разработка технологии получения герметичных конструкций из углерод-керамических композиционных материалов

высокого качества за существенно меньшее время по сравнению применяемыми в Российской Федерации методами.

Основными задачами работы являются:

1) Разработка лабораторной установки для осаждения карбида кремния из газовой фазы монометилсилана (ММС)  $\text{CH}_3\text{SiH}_3$  ТУ 2437-043-00209013-2005.

2) Проведение серии экспериментов по определению кинетики формирования карбида кремния из газовой фазы ММС на беспористых подложках при температурах свыше  $700^\circ\text{C}$ .

3) Проведение серии экспериментов по формированию матрицы карбида кремния из газовой фазы ММС в тонкостенных пористых углеродных преформах для создания герметичных конструкций, определения оптимальных параметров технологического процесса и подтверждения расчетных параметров.

4) Разработка технологии получения тонкостенных герметичных конструкций из углерод-керамических композиционных материалов.

Для проведения серии экспериментов была спроектирована и изготовлена лабораторная установка СШВГ 0,1/0,3-900-И1 (рисунок 1а.).

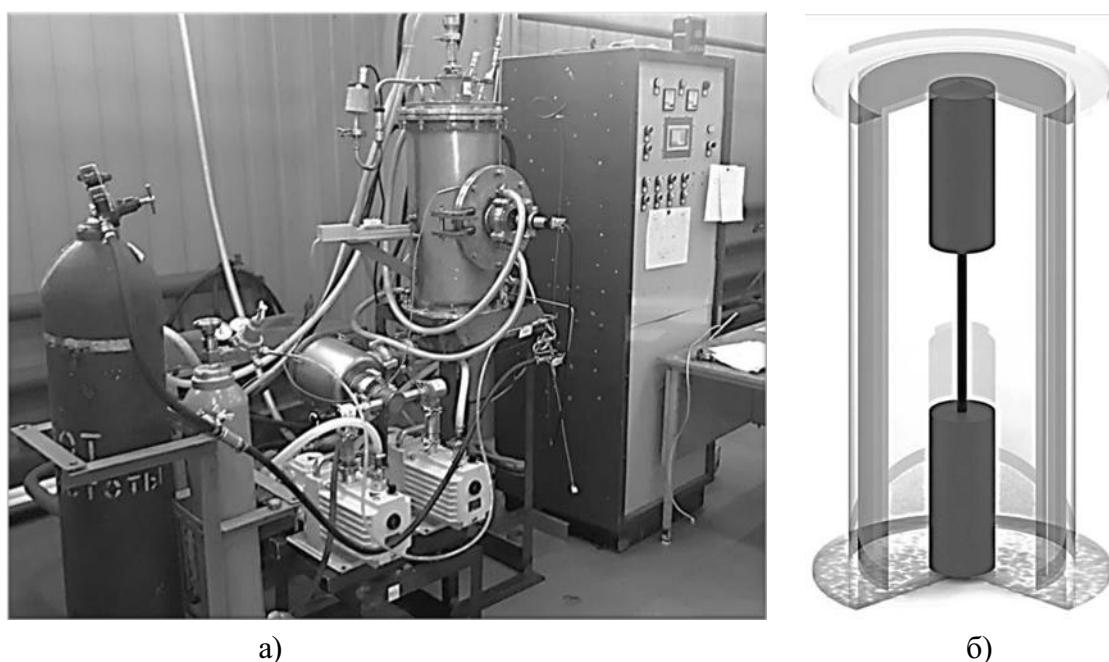


Рисунок 1 – а) Лабораторная установка СШВГ 0,1/0,3-900-И1 АО «Композит»;  
б) модель реактора для серии экспериментов по определению кинетики формирования SiC.

При проектировании установки был учтен опыт советских установок по осаждению пиролитического углерода термоградиентным методом и особенности осаждения карбида кремния из ММС. Установка представляет собой проточный цилиндрический реактор с водоохлаждаемыми стенками, другими словами, с холодными стенками. Система управления построена на логическом контроллере отечественного производства и обладает полным объемом контрольных и вспомогательных датчиков необходимых для точного контроля протекания экспериментов.

Определение кинетики формирования карбида кремния из газовой фазы ММС при температурах свыше  $700^{\circ}\text{C}$  проводилась в температурном интервале  $720\text{-}1120^{\circ}\text{C}$  при постоянном абсолютном давлении  $50\text{ Па}$ . В качестве подложки использовался стержень-нагреватель диаметром  $12\text{ мм}$  из графита марки МПГ-6 устанавливаемый между двумя токоподводами (рисунок 1б). При температурах выше  $1120^{\circ}\text{C}$  наблюдался обширный выброс гомогенных образований на холодных поверхностях реактора и грубую (не приемлемую) структуру поверхности конденсированной фазы. Анализ зависимости скорости осаждения пиролитического карбида кремния от температуры показал, что скорость осаждения увеличивается с ростом температуры (рисунок 2.).

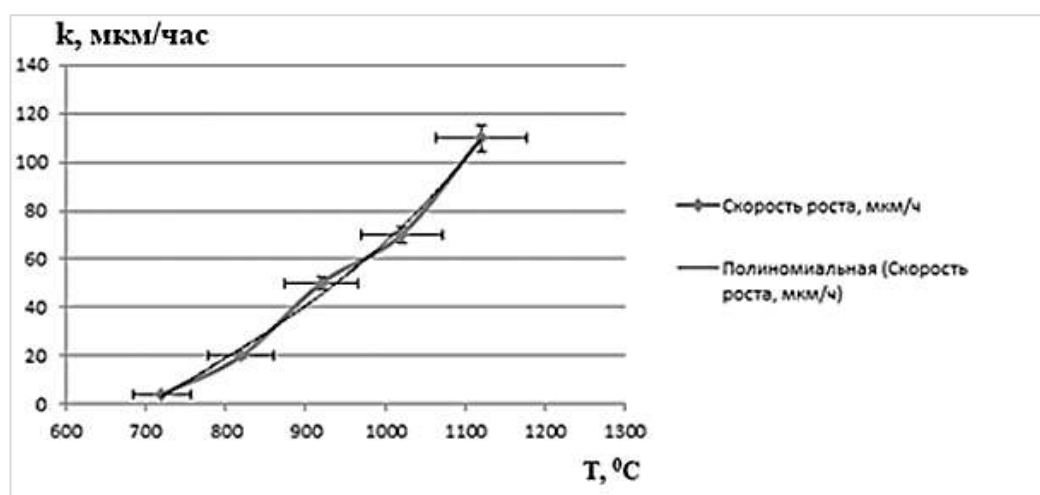


Рисунок 2 – Зависимость константы скорости роста карбидокремниевого покрытия ( $k$ ) из ММС в реакторе с «холодными» стенками от температуры при  $P=50\text{ Па}$

Отличный от экспоненциальной зависимости тип кривой при отсутствии гомогенных образований объясняется снижением объемного расхода ММС при увеличении температуры, т.е. скорости, полученные при температурах более  $800^{\circ}\text{C}$  являются следствием недостаточной эффективности процессов массопередачи в газовой фазе. Проведенный дополнительно процесс осаждения при температуре  $920^{\circ}\text{C}$  процесс с увеличенным в пять раз расходом ММС показал трехкратное увеличение скорости роста  $\text{SiC}$  (с  $\approx 43$  до  $\approx 123$  мкм/час).

Дифрактограммы осажденного  $\text{SiC}$  на графитовых подложках для всех исследуемых температур осаждения характеризуются наличием четких пиков высокой интенсивности, что свидетельствует о поликристаллической структуре полученных слоев (рисунок 3.). Установлено, что почти во всех экспериментах покрытием является кубический карбид кремния  $\beta\text{-SiC}$  с плотностью  $3,19\text{ г/см}^3$  с незначительным содержанием  $\alpha\text{-SiC}$ .

В серии экспериментов по формированию матрицы карбида кремния из газовой фазы ММС в тонкостенных пористых углеродных преформах использовались предуплотненные пиролитическим углеродом плетеные углеродные каркасы с внутренним диаметром  $\varnothing 40\text{ мм}$ , с толщиной стенки  $4\text{ мм}$ , длиной  $200\text{ мм}$ , плотностью  $0,9\text{ г/см}^3$  и открытой пористостью  $37\%\pm 0,5\%$  (Рисунок 4). Каркасы изготавливались на радиально-плетельной машине РП64-1-130 МГОТУ

«Технологический университет» из углеродной нити Umatex UMT40-3K-EP с углами армирования  $0/\pm 60^\circ$ .

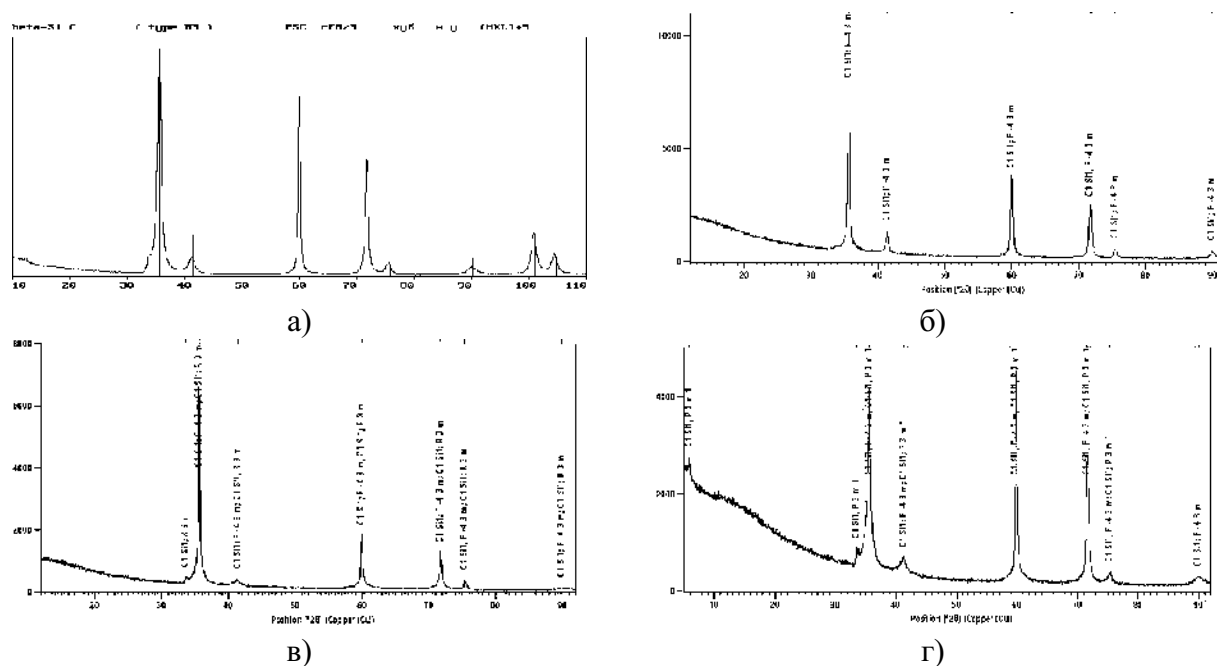


Рисунок 3 – Дифрактограммы покрытий SiC осажденных из MC при температурах а) 820 °С, б) 920°С, в) 720°С, г) 1120°С

Процессы формирования матрицы карбида кремния проводились по заданной программе нагрева от 580°С до 920°С со скоростью  $3\pm 0,5$  °С/ч, контроль температуры осуществлялся двухспектральным пирометром по внешней поверхности преформы, так же температура внешней поверхности контролировалась хромель-алюмелевой термопарой. Программа нагрева выбиралась исходя из необходимости заполнения всего порового пространства, начиная от межфилатных пор заканчивая межслоевыми, матричным материалом и конструктивных особенностей контрольных датчиков.

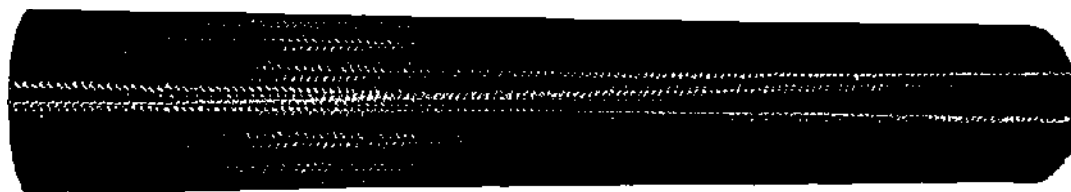


Рисунок 4 – Пористая углеродная преформа

В рамках исследования были проведены три эксперимента. В первом, для нагрева преформы, использовался трубчатый нагреватель из графита марки ГМЗ ТУ 48-4802-86-97, т.е. реализовывался термоградиентный метод в тонкостенных преформах; во втором и третьем – преформа нагревалась за счет прямого пропускания электрического тока (рисунок 5). В всех экспериментах газ-прекурсор подавался при температурах от 580°С до 920°С с расходом 12г/ч. В

третьем эксперименте была добавлена выдержка при температуре 920 °С продолжительностью 24 часа.

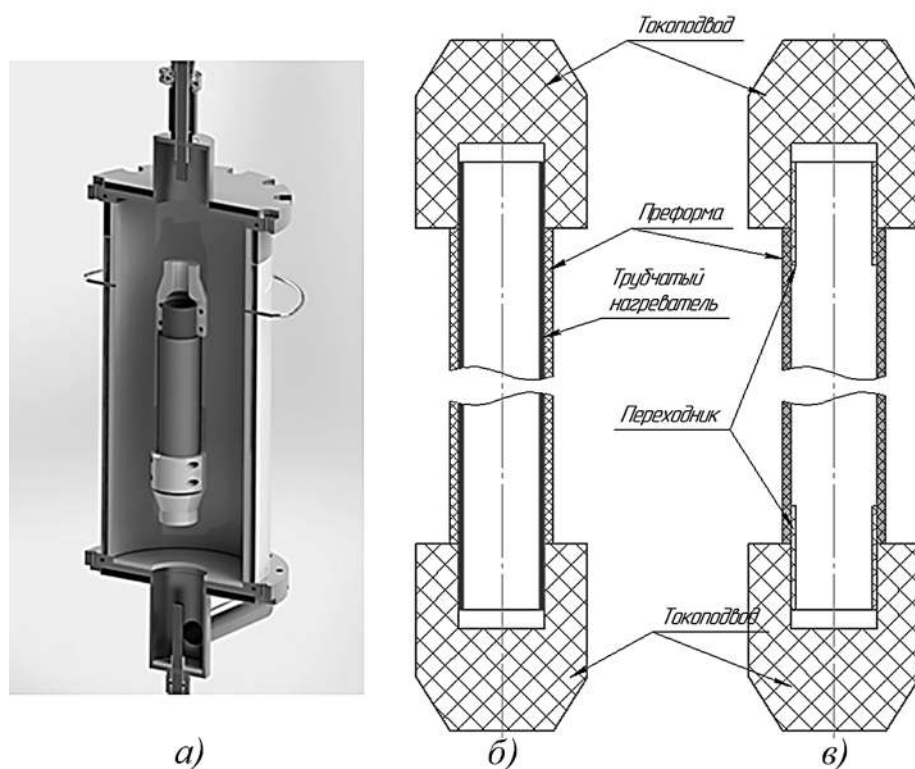


Рисунок 5 – а) модель реактора с трубчатым образцом;  
 б) схема садки с трубчатым нагревателем; в) схема садки с прямым пропуском электрического тока через пористую преформу

Для каждого образца проводилось измерение плотности, пористости до и после процесса насыщения гидростатическим взвешиванием, так же проводились измерения коэффициента Дарси по методике выполнения измерений газопроницаемости композиционных материалов и элементов конструкции с их использованием № 932-0226-97-2015 АО «Комполит. Результаты экспериментов показаны в таблице 1, также показанные данные по насыщению трубчатого образца изотермическим методом.

Таблица 1

№П/П	Способ нагрева	Время насыщения, ч	Плотность г/см <sup>3</sup>		Открытая пористость %		Коэффициент Дарси $\bar{K}_D$ , м <sup>2</sup>
			до	после	до	после	
1	Косвенное	120	0.995	1,58	37.03	10,02	$8,11 \cdot 10^{-14}$
2	Прямое	120	0.972	1,72	36.38	9,4	$2,19 \cdot 10^{-15}$
3	Прямое	144	0.996	2.079	38.09	2.79	$3,61 \cdot 10^{-16}$
Изотермический процесс		450	0.864	1,938	40.18	11,81	$5,75 \cdot 10^{-13}$

На образце №1 наблюдается слабое заполнение порового пространства в зоне около нагревателя (внутренняя поверхность) и достаточно сильное заполнение около внешней поверхности. Данный эффект обусловлен ранней закупоркой транспортных каналов на внешней стороне образца в связи с невозможности сквозного прохождения реагента через пористый каркас из-за установленного нагревателя. Данный эксперимент был нацелен на формирования матрицы карбида кремния термоградиентным методом с радиально движущийся зоной пиролиза, однако из-за малой толщины преформы его невозможно реализовать ввиду малого значения градиента температуры ( $1-2^{\circ}\text{C}/\text{мм}$ ).

На образце №2 наблюдается более полное заполнение всего порового пространства по сравнению с первым образцом, однако также наблюдается меньшее количество матричного материала с внутренней поверхности образца. Данный эффект объясняется малым временем процесса насыщения.

На образце №3 наблюдается наиболее равномерное порового пространства по всему объему. Плотность образца составила  $2.079 \text{ г}/\text{см}^3$  при максимальной теоретической плотности  $2,25 \text{ г}/\text{см}^3$ , плотность высчитывалась исходя из геометрии и открытой пористости перед процессом. Данный образец показал наименьший коэффициент Дарси, что говорит о его высокой герметичности.

На образце с изотермического процесса наблюдается хорошее заполнение межфиламентного пространства, но отчетливо видно большое количество порканалов. Наличие порканалов объясняет самое большое значение коэффициента Дарси, другими словами – самое высокое значение газопроницаемости. Также хотелось отметить, что на образце с изотермического процесса не удалось создать внутреннее избыточное давление выше  $4,2 \text{ атм}$ , тогда как на образцах 1–3 внутреннее давление было ограничено характеристиками испытательного стенда и составлено 7 атмосфер.

Дальнейшая исследования в рамках этой работы подразумевают серию экспериментов на образцах более сложной формы приближенные своей геометрией к потенциальным изделиям, таким как неохлаждаемые сопловые насадки, камеры сгорания жидкостных двигателей малой тяги и т.д. и в заключении разработку технологии получения тонкостенных герметичных конструкций из углерод-керамических композиционных материалов.

#### **Новизна:**

1) Впервые определены кинетические закономерности осаждения SiC из ММС в реакторе с холодными стенками. Определены температурные интервалы осаждения SiC без образования гомогенной фазы.

2) Разработанный способ является базой для создания технологии изготовления деталей и изделий из композитных материалов с керамической матрицей термоградиентным методом для ракетнокосмической и авиационной техники.

3) Разработанный способ позволяет получать особо чистый карбид кремния, с характеристиками близкими к теоретическим, для изделий электронной промышленности.

### **Полученные и ожидаемые результаты:**

1) Получено высокочистое покрытие из карбида кремния кубической модификацией с плотностью  $3,19 \text{ г/см}^3$ . Линейная скорость роста покрытия в интервале температур  $720\text{--}1120 \text{ }^\circ\text{C}$  составляла от  $2 \text{ мкм/ч}$  ( $700^\circ\text{C}$ ) до  $70,5$  ( $1000 \text{ }^\circ\text{C}$ ). Фазовый состав близок к стехиометрическому.

2) Получен тонкостенный образец с матрицей карбида кремния с плотностью  $2,079 \text{ г/см}^3$  при теоретической  $2,25 \text{ г/см}^3$  и открытой пористостью  $2,79\%$  за  $144 \text{ ч}$  с низкой газопроницаемостью (коэффициент Дарси  $\bar{K}_D$   $3.61 \cdot 10^{-16} \text{ м}^2$ ).

Дальнейшее развитие и оптимизация технологии позволит изготавливать детали сложной геометрии, снизить газопроницаемость, время формирования как матрицы так и покрытия SiC и расход исходного прекурсора ММС.

### **Основные направления дальнейшего использования предполагаемых результатов в РКП:**

Основные направления использования результатов данной работы нацелены на использование в узлах и конструкциях подверженные воздействиям высоких температур, эрозионных потоках, окислительных средств, а именно жидкостные двигатели малой тяги, камеры сгорания, сопловые вкладыши для твердотопливных двигателей, неохлаждаемых сопловых насадков.

Помимо использования в ракетно-космической области полученные результаты могут найти применение в авиационной, атомной и электронной промышленности.

Данная работа проводилась на собственные средства предприятия АО «Композит» без привлечения иных источников финансирования.

Результаты данной работы находятся на стадии оформления патента на изобретение

УДК 535.016

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ УЛУЧШЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ТЕРМОРЕГУЛИРУЮЩЕГО ПОКРЫТИЯ ПУТЕМ ВВЕДЕНИЯ В ЕГО СОСТАВ ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ИНТЕРФЕРЕНЦИОННОГО ОТРАЖАТЕЛЯ**

**Б. А. Наседкин, М. М. Полевщиков, С. Д. Крючек, В. А. Харламов**

*АО «Информационные спутниковые системы  
им. академика М. Ф. Решетнева»*

Для обеспечения заданного температурного режима в процессе эксплуатации космического аппарата (КА) применяются системы терморегулирования, обеспечивающие тепловой баланс между энергией поглощенного солнечного излучения и тепловой энергией, выделяющейся при работе оборудования КА. В качестве элемента, устанавливающего тепловой баланс, используются терморегулирующие покрытия (ТРП), имеющие определенные терморadiационные ха-

рактеристики: . Так величина коэффициента поглощения солнечного излучения ( $A_s$ ) имеет существенное значение для эффективности системы терморегулирования при неизменном коэффициенте излучения ( $E_n$ ), так как при облучении Солнцем от величины  $A_s$  будет зависеть дополнительная площадь радиатора для сброса поглощенного покрытием солнечного излучения. Чем меньше величина  $A_s$ , тем меньше поглощенной солнечной энергии необходимо излучать дополнительно. Коэффициент  $A_s$  для непрозрачных материалов определяется через коэффициент отражения ( $R_s$ ), как:  $A_s = 1 - R_s$ .

Целью данной работы является увеличение коэффициента отражения  $R_s$  существующего ТРП на основе стеклянных пластин с тыльной металлизацией. Для этого на лицевую сторону стеклянных пластин предлагается нанести многослойный интерференционный отражатель, состоящий из слоев с высоким и низким показателем преломления. Тыльная сторона пластин имеет основное отражающее покрытие на основе серебра с защитой от воздействия атмосферы.

Были изготовлены пробные образцы трех- и пятислойных интерференционных отражателей на основе четвертьволновых слоев с высоким и низким показателями преломления. Толщины слоев рассчитывали для получения максимума отражения на длинах волн от 250 до 400 нм. Нанесение интерференционных слоев и тыльного отражающего покрытия проведено на вакуумной установке с магнетронной системой напыления, имеющей 4 сменные мишени, заменяемые путем поворота корпуса магнетрона. В качестве материалов слоев использовали нитрид алюминия и диоксид кремния, получаемые распылением мишеней из алюминия чистотой 99,99 % и кремния чистотой 99,999 %.

Спектры пропускания стекла и отражения пленки серебра приведены на рисунке 1а. График зависимости коэффициента отражения от длины волны для исходного ТРП (стекло с металлической пленкой) представлен на рисунке 1б (линия 3). Из графика видно, что в видимом и ближнем ИК диапазонах отражательные свойства покрытия достаточно велики, однако, в ультрафиолетовой области наблюдается спад, который вызван поглощением в стекле и металле. При этом поглощенная часть энергии составляет 4-5 % от энергии солнечного спектра. Следовательно, интерференционный отражатель должен быть выполнен так, чтобы максимально отразить ультрафиолетовую часть спектра, поглощаемую стеклом и серебром. На опытном образце (рисунок 1б, линия 2) наблюдается повышение отражения в УФ области, но падение отражения в видимой и ИК областях. В этом случае, эффекта увеличения интегрального коэффициента  $R_s$  нет (при интегрировании по солнечному спектру он равен исходной величине 0,90).

Для теоретического описания интерференционного отражателя была реализована модель, основанная на матричном подходе при проектировании тонкослойных интерференционных пленок [3]. На основе данной модели была рассчитана оптимальная толщина первого слоя интерференционного отражателя. Толщины последующих слоев находятся при условии равенства длин оптических путей. На рисунке 2 представлена зависимость расчетного интегрального



коэффициента солнечного отражения от толщины первого слоя для интерференционного отражателя, состоящего из пяти слоев. Из рисунка видно, что максимум отражения приходится на толщину порядка 35 нм, что соответствует длине волны 284 нм. На рисунке 1б (линия 1) представлена зависимость расчетного коэффициента отражения от длины волны для данного максимума. Из рисунка видно, что коэффициент  $R_s$  увеличился в УФ области, при этом незначительно снизился в видимой и ИК областях. Интегральный коэффициент отражения  $R_s$  покрытия с использованием дополнительного 5-слойного интерференционного отражателя составил, рассчитанный по солнечному спектру, 0,94.

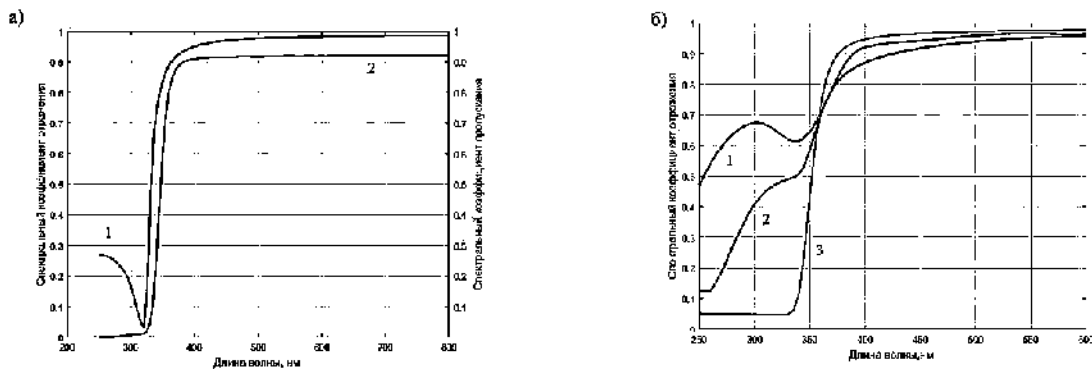


Рисунок 1 – Коэффициенты отражения и пропускания

а) Спектральный коэффициент отражения серебра и пропускания стекла К-208.

1 – коэффициент отражения серебра [1]; 2 – коэффициент пропускания стекла К-208 [2];

б) Спектральный коэффициент отражения: 1 – теоретический расчет оптимизированной структуры; 2 – опытный образец (не оптимизированный); 3 – образец без интерференционного отражателя

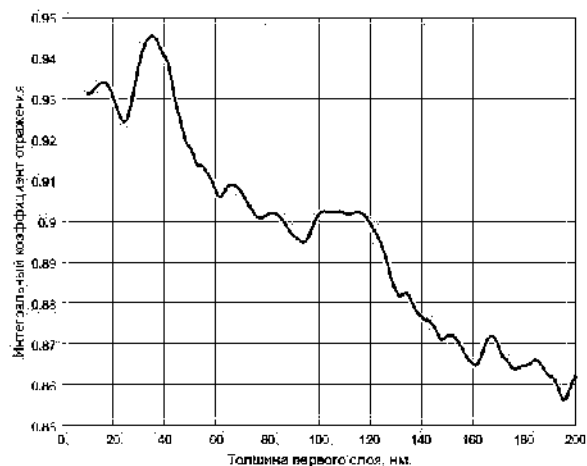


Рисунок 2 – Расчетная зависимость интегрального коэффициента отражения от толщины первого слоя в интерференционном отражателе.

Предполагается, что низкий  $R_s$  пробных образцов связан с отсутствием оптимизации по длине волны, на которую приходится максимум отражения, а так же с поглощением излучения в слоях интерференционного отражателя. Согласно проведенным расчетам, максимальный интегральный коэффициент  $R_s$  для пятислойного интерференционного отражающего покрытия из имеющихся

материалов составит 0,94. Расчетная толщина первого слоя составляет 35 нм, толщины остальных слоев рассчитываются исходя из равенства оптических путей. Для уменьшения потерь излучения в слоях отражателя предполагается использовать электронно-лучевое испарение вместо магнетронного распыления, и повысить точность контроля толщины слоев. Это позволит уменьшить поглощение света в слоях и повысить точность настройки на заданную длину волны, что в свою очередь приведет к увеличению коэффициента Rs. Полученную схему интерференционного отражателя планируется использовать для создания опытных образцов и в дальнейшем внедрении на перспективных КА.

### **Библиографический список**

1. Хасс Г., Тун Р. Э. Физика тонких пленок т.2: Пер. с англ. М.: Мир, 1967. 396 с.
2. Свечкин В. П., Савельев А. А., Соколова С. П., Бороздина О. В. Терморегулирующее покрытие К-208СР. Технология получения, свойства и их измерения в процессе эксплуатации при воздействии факторов космического пространства // Космическая техника и технологии. 2017. №2 (17).С. 99 – 107.
3. Путилин Э. С. Оптические покрытия. Учебное пособие. СПб: СПбГУ ИТМО, 2010. 227с.

УДК 54.057

## **ПЛАЗМОДИНАМИЧЕСКИЙ СИНТЕЗ УЛЬТРАДИСПЕРСНОГО ПОРОШКА ОКСИДА ЦИНКА ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В КАЧЕСТВЕ ПИГМЕНТА ТЕРМОРЕГУЛИРУЮЩИХ ЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**Л. В. Осокина, Ю. Л. Шаненкова, А. И. Циммерман**

*Национальный исследовательский Томский политехнический университет*

Космические аппараты работают в жестких температурных условиях окружающей среды. Под прямым солнечным излучением температура может подниматься до значений, критичных для нормального функционирования бортовой аппаратуры. Одним из перспективных методов решения этой проблемы является применение терморегулирующего покрытия на основе оксида цинка, которое диффузно отражает видимое и ближнее инфракрасное излучение. Увеличение коэффициента диффузного отражения и срока службы покрытия достигается применением наноразмерных частиц оксида цинка. В данной работе предлагается технология получения ультрадисперсного наноразмерного с высококачественными характеристиками порошка оксида цинка методом плазмодинамического синтеза с помощью системы на основе импульсного (до  $10^{-3}$  с)

сильноточного (порядка  $10^5$  А) коаксиального магнитоплазменного ускорителя эрозионного типа. Эта технология разработана в Национальном исследовательском Томском политехническом университете и в сравнении с существующими технологиями получения наноструктурного оксида цинка обладает рядом преимуществ: отсутствием многостадийности и использования дополнительных ресурсов, малыми затратами времени и трудоемкости.

Одним из методов защиты космических аппаратов от солнечного излучения является применение терморегулирующего покрытия на основе оксида цинка (ZnO). Увеличение коэффициента диффузного отражения и срока службы покрытия достигается применением наноразмерных частиц оксида цинка [1]. Существующие на сегодняшний день методы синтеза ультрадисперсного наноразмерного оксида цинка обладают рядом недостатков. Такими, как малая селективность процесса (продукт реакции представляет собой смесь целевого продукта и трудноудаляемых соединений примеси), использование дополнительных ресурсов, многостадийность, большие затраты по времени. Технология синтеза, разработанная в Томском Политехническом университете, базирующейся на применении импульсного сильноточного коаксиального магнитоплазменного ускорителя (КМПУ) [2] эрозионного типа не имеет данных недостатков.

Метод плазмодинамического синтеза основан на получении плазменной струи сверхзвуковой скорости в ускорительном канале КМПУ системы плазмодинамического синтеза (рис. 1) и выбросе плазменной массы в пространство основной камеры установки, где в основном скачке уплотнения плазменного потока обеспечивается создание параметров необходимых для синтеза ультрадисперсных фаз различных материалов. Электропитание КМПУ осуществлялось от емкостного накопителя энергии с емкостью  $C=4,8$  мФ при зарядном напряжении  $U_{зар}=3,4$  кВ и накапливаемой энергией  $W_c=27,7$  кДж.

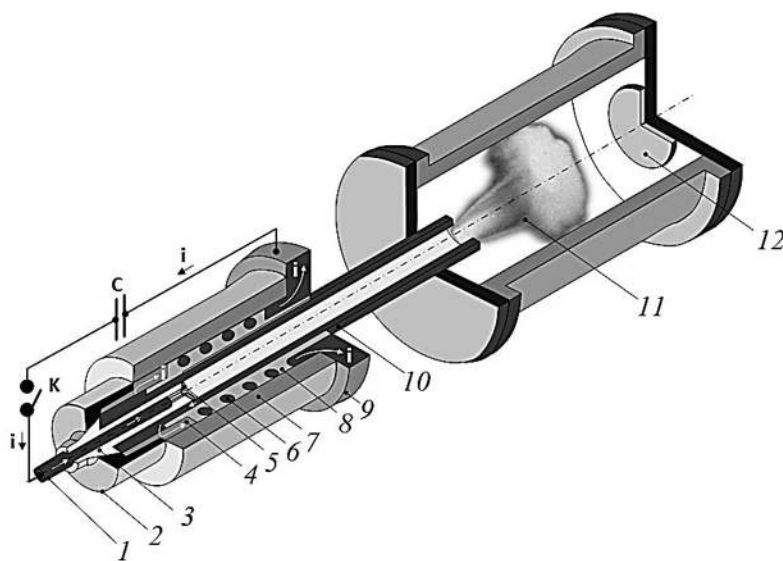


Рис. 1. Система плазмодинамического синтеза: 1 – центральный электрод; 2 -- заглушка; 3 – изолятор центрального электрода; 4 – контактный цилиндр; 5 – канал формирования плазменной струи; 6 – катушка; 7 – корпус; 8 - изоляция; 9 – контактный фланец; 10 – электрод-ствол; 11 – сверхзвуковая плазменная струя, 12 – мишень-подложка

Плазменный выстрел производился в герметичную камеру-реактор, заполненную на 100% кислородом. После полного осаждения диспергированного продукта синтеза осуществляется вскрытие камеры-реактора и сбор полученного порошка.

Для определения структуры порошка использовался рентгенодифракционный анализ. Рентгенограммы сделаны на рентгеновском дифрактометре Shimadzu XRD 7000S (CuK $\alpha$ -излучение) с монохроматором Shimadzu CM 3121. Анализ по базе структурных данных PDF-2 показал, что рассматриваемый дисперсионный продукт близок к структурной модели ZnO с номером карточки 36-1451, гексагональной сингонии, пространственной группы R $\bar{6}3m$  с параметрами кристаллической решетки  $a=b=3,24982$  Å,  $c=5,20661$  Å. Согласно оценочным расчетам с использованием программы полнопрофильного структурного анализа PowderCell 2.4, полученный в экспериментах продукт имеет средний размер областей когерентного рассеяния фазы ZnO 124,0 нм, а внутренние микроискажения кристаллической решетки в среднем составляют  $\Delta d/d=0,043 \cdot 10^{-3}$ , то есть практически отсутствуют. Следствием этого является хорошее совпадение расчетных параметров решетки полученного материала:  $a=b=3,24970$  Å,  $c=5,20270$  Å с параметрами выбранной структурной модели.

По снимку, полученному методом сканирующей электронной микроскопии (рис. 2а), видно, что исходный продукт плазодинамического синтеза сильно агломерирован, что характерно для высокодисперсных порошков. Основную массу агломератов представляют наноразмерные и субмикронные частицы. Интегральный элементный анализ порошка методом энергодисперсионной рентгеновской спектроскопии (EDS) показал, что массовое отношение кислорода и цинка O:Zn составляет примерно 40:60 %, соответственно.

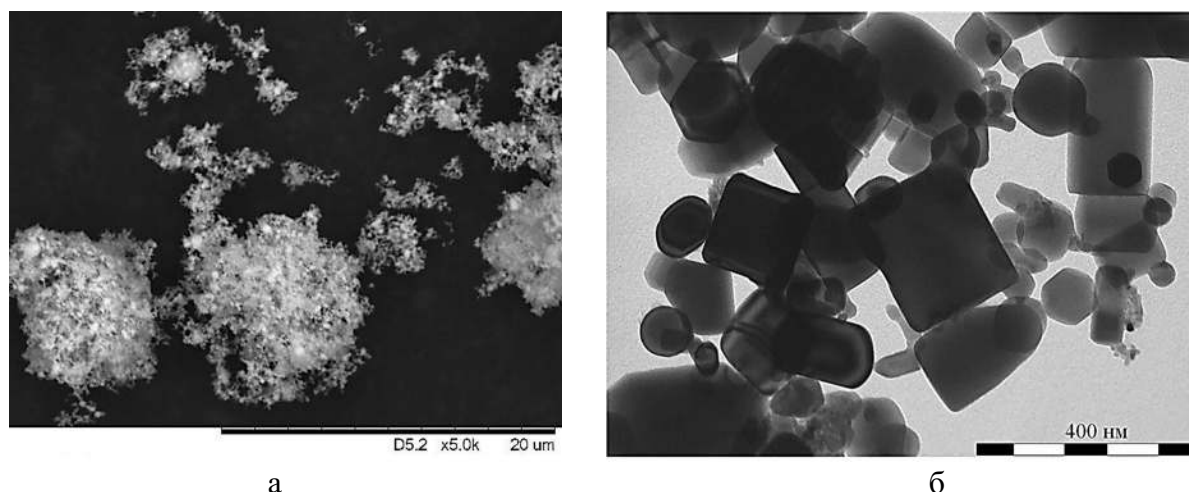


Рис. 2. Снимки продукта плазодинамического синтеза ZnO:

а – полученные методом сканирующей электронной микроскопии; б – полученные методом просвечивающей электронной микроскопии в светлопольном режиме

По анализу данных, полученных методом просвечивающей электронной микроскопии (рис. 2б), можно сделать вывод о монокристаллическом строении частиц синтезированного плазодинамическим методом ультрадисперсного

оксида цинка, которые большей частью представляют собой правильные прямоугольники и шестигранники. Характерной особенностью синтезированного материала является идеальная естественная огранка практически всех частиц.

Таким образом, с помощью системы на основе КМПУ плазмодинамическим способом получен наноразмерный порошок гексагонального оксида цинка с монокристаллической структурой.

Применение полученного материала в качестве пигмента для терморегулирующих покрытий класса «Солнечные отражатели» [3] позволит обеспечить тепловой баланс, необходимый для нормального функционирования космической бортовой аппаратуры.

### Библиографический список

1. *Johnson J. A. et al. A multiple-scattering model analysis of zinc oxide pigment for spacecraft thermal control coatings //Progress in organic coatings. 2003. Т. 47. №. 3–4. С. 432–442.*

2. *Sivkov A., Ivashutenko A., Shanenkova Y., Shanenkov Y. Plasma dynamic synthesis and obtaining ultradisposed zinc oxide with single-crystalline particle structure // Advanced Powder Technology. – 2016. <http://dx.doi.org/10.1016/j.appt.2016.05.012>.*

3. *Демин Д. Ю., Верхотурова И. В., Нецименко В. В. Исследование кинетики концентрации наведенных центров окраски в ZnO, облученного протонами // Вестник Амурского государственного университета. Серия: Естественные и экономические науки. 2014. №. 65. С. 44 – 50.*

УДК 629.783

## ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КОМПОЗИТНЫХ СЕТЧАТЫХ КОНСТРУКЦИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЭЛАСТИЧНЫХ ФОРМ

**Т. В. Сиромская, Т. А. Чагай, М. С. Руденко**

*Сибирский государственный университет науки и технологий  
имени академика М. Ф. Решетнева*

Сетчатые оболочки из композиционных материалов (КМ) представляют собой конструкцию, в основном, из перекрещивающихся однонаправленных нитей, связанных полимером. Армирующие волокна обеспечивают одновременно мембранную и изгибную жесткость оболочки, а также, обладают высокой жесткостью и прочностью [1].

Изогрядные и анизогрядные сетчатые структуры состоят из системы однонаправленных ребер. Они демонстрируют высокую весовую эффективность и

широко используются в качестве элементов космических аппаратов и ракетных конструкций. В сочетании с непрерывной намоткой нитей, которая выделяется экономической эффективностью из существующих процессов, используемых для изготовления тонкостенных композитных конструкций, сетчатые структуры удовлетворяют обоим перечисленным требованиям. Надо заметить, что сетчатые структуры (рис. 1) представляет собой структуру, образованную треугольными интегральными жесткими ребрами [2-3].

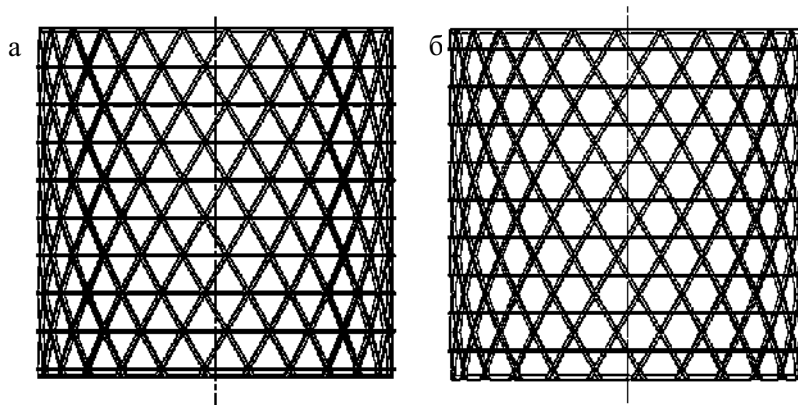


Рисунок 1 – Сетчатые конструкции: а) изогридная; б) анизогридная.

Однако, не смотря на высокие показатели эффективности сетчатых оболочек при теоретических расчетах, на практике критическая нагрузка конструкции значительно ниже. Виной тому отклонения готового изделия от идеальной геометрии и структуры расчетной модели: недостаток или излишки связующего, неравномерность толщины нити укладываемого волокна, неравномерность натяжения волокна на форму.

Большинство факторов отклонения готового изделия от расчетного зависит от технологии изготовления и может быть решено дальнейшей ее оптимизацией, исправлением выявленных недостатков и повышением культуры производства.

В настоящее время существует несколько методов для изготовления композиционных сетчатых конструкций: свободная намотка; намотка на оправку, покрытую пенопластом с канавками; намотка с использованием жесткой рельефной формы [4,5]:

1) Свободная намотка – формирование ребер связано с традиционным процессом намотки. Жгуты располагаются на расстоянии друг от друга на жгутах предыдущего слоя. Этот процесс используется для изготовления структур со спиральными ребрами и наружной обшивкой. Этот процесс имеет высокую экономическую эффективность, но не позволяет добиться высокого качества ребер.

2) Намотка на оправку, покрытую пенопластом – использование специальной пенопластовой оправки. Пенопласт с низкой плотностью, имеющий канавки, помещается на поверхность оправки. После намотки и отверждения ребер оправка из пенопласта может быть удалена. Затем наматывается внешняя оболочка. Этот метод позволяет изготавливать сетчатые структуры с обшивками, характеризуется умеренной стоимостью и качеством ребер. Данная конструк-

ция может воспринимать очень высокие нагрузки и обладает высокой температурной стабильностью.

3) Метод намотки на оправку с канавками – наиболее распространенный процесс, используемый в настоящее время для изготовления сетчатых конструкций, это намотка в пазы с использованием эластомерной оснастки, которой покрывается оправка для намотки.

При использовании метода свободной намотки даже с автоматизацией процесса тяжело контролировать геометрию конструкции. Метод намотки на оправку с пенопластом и намотка на рельефную жесткую основу имеют высокую стоимость изготовления, а также исключают возможность вторичного использования, поэтому для подтверждения расчетных прочностных характеристик сетчатых конструкций экспериментально данные методы не подходят. Для отработки качественной, но более экономичной технологии изготовления сетчатой конструкции был разработан метод намотки на эластичную оправку с канавками.

Изготовление конструкции осуществляется с помощью намотки волокна, пропитанного эпоксидной смолой, на специальную эластичную силиконовую форму, обеспечивающую удобное извлечение затвердевшего изделия. Для увеличения антиадгезионных свойств форма изготавливается из силикона или резины, а также, обрабатывается специальными смазками.

При создании силиконовой формы была разработана и изготовлена пластиковая оснастка для заливки силикона (рис. 2: а, б, в). Оснастка была изготовлена путем печати пластиком PLA на 3D принтере с использованием водорастворимых поддержек на основе клея PVA (рис. 2: г, д).

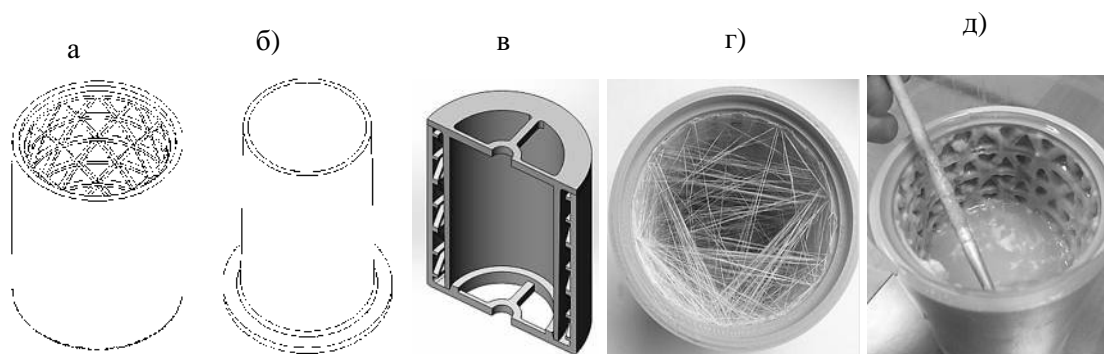


Рисунок 2 – Оснастка для заливки силиконовой формы:  
а) стакан; б) конусное основание; в) оснастка в сборе;  
г) распечатанный стакан с поддержками; д) растворение поддержек в воде

Вторым вариантом была напрямую изготовлена эластичная резиновая форма, также с использованием водорастворимых поддержек (рис. 3).

В собранную пластиковую литьевую форму (рис. 4а) заливаем заранее замешанный силикон, желательно перед заливкой проводить дегазацию смеси. После затвердевания получена эластичная форма для намотки сетчатой конструкции (рис. 4б).

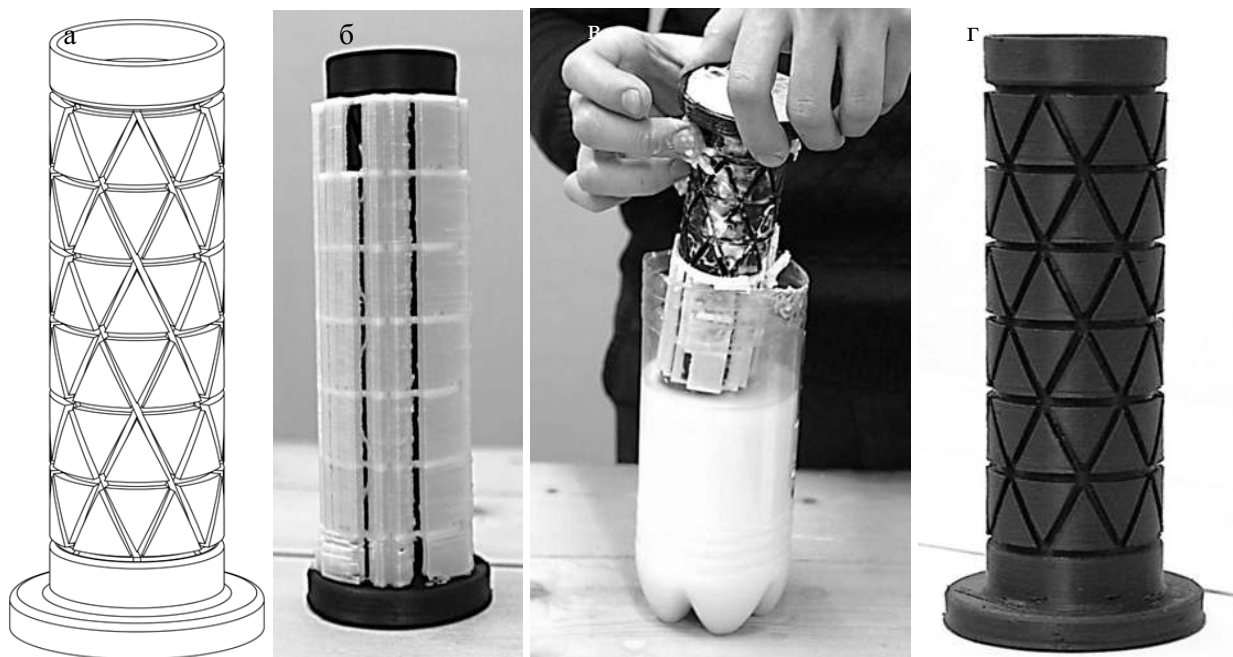


Рисунок 3 – Резиновая форма:  
 а) модель; б) распечатанная форма с поддержками; в) удаление поддержек;  
 г) готовая форма

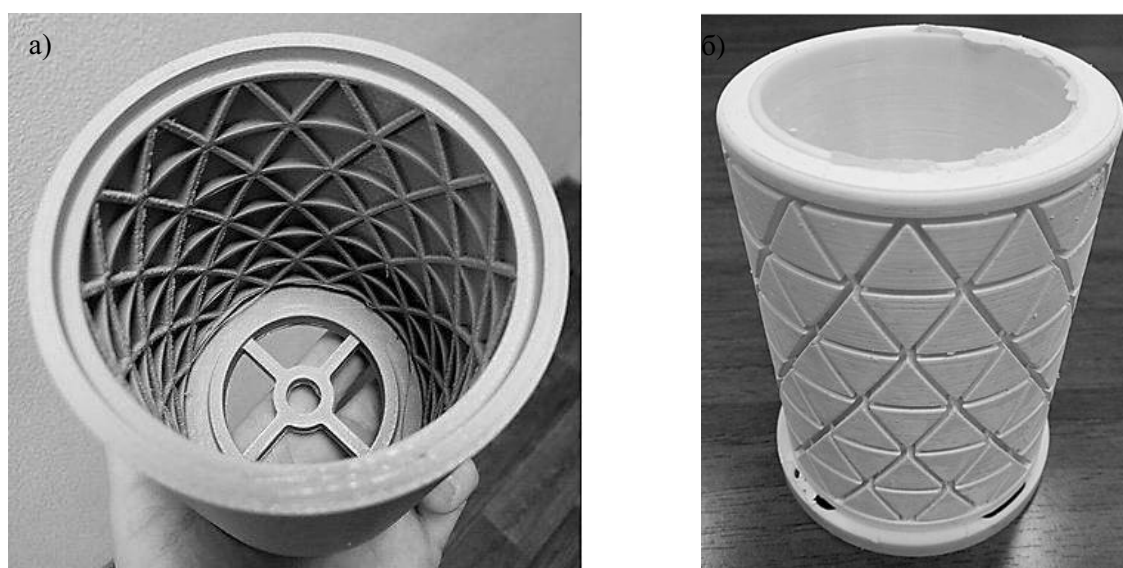


Рисунок 4 – Изготовление эластичной формы:  
 а) Форма для заливки силикона;  
 б) эластичная форма для намотки сетчатой конструкции

Далее наматываем пропитанное смолой волокно в канавки на силиконовой форме, установленную на конус, для придания жесткости конструкции (рис. 5а). После затвердевания смолы снимаем форму с конуса и аккуратно отделяем от полученной сетчатой оболочки. Готовое изделие приведено на Рис. 5б. Таким же методом с помощью эластичной силиконовой формы была изготовлена анизотридная конструкция (рис. 5в).



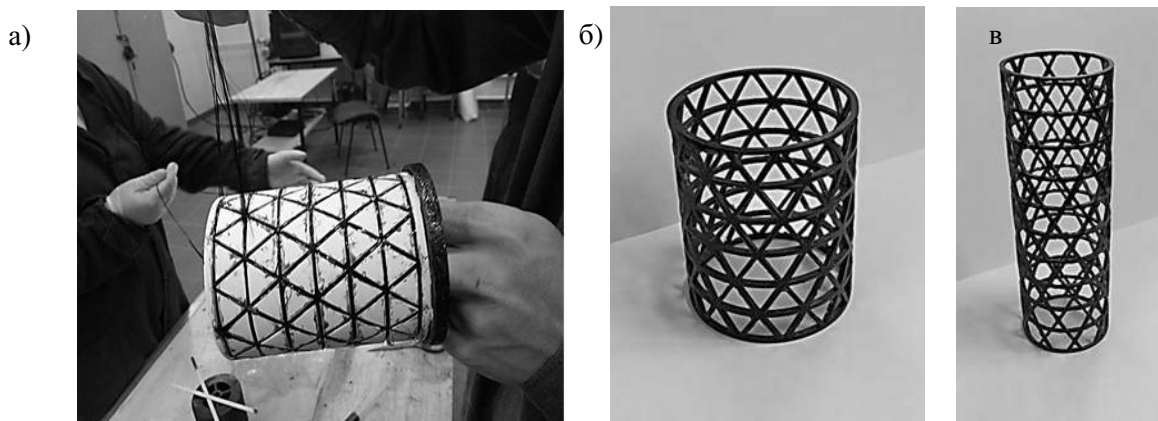


Рисунок 5 – Изготовление сетчатой конструкции:  
 а) намотка на силиконовую форму; б) готовая изогридная конструкция;  
 в) готовая анизогридная конструкция

В итоге, была разработана и изготовлена оснастка для создания сетчатой цилиндрической конструкции из КМ методом намотки на эластичную оправку с канавками, и изготовлены образцы сетчатой конструкции. Для подтверждения прочностных характеристик, рассчитанных численными методами, необходимы прочностные экспериментальные испытания сетчатых конструкций на разрывном стенде. Данный метод можно адаптировать для серийного производства промышленных изделий.

*Научный руководитель: к.т.н. А.В. Гирн*

### Библиографический список

1. *Алексеев С. А.* Основы общей теории мягких оболочек // Расчет пространственных конструкций. М.: Стройиздат, 1967. Вып. 11. С. 31 – 52.
2. *Лысенко Е. А., Лысенко К. Е.* Экспериментальная отработка статической прочности конструкции космического аппарата: учебное пособие. Красноярск: СибГУ им. М. Ф. Решетнева, 2017. 112 с.
3. *Васильев В. В., Барынин В. А., Разин А. Ф.* и др. Анизогридные композитные сетчатые конструкции – разработка и приложение к космической технике // Композиты и наноструктуры. 2009. №3. С. 38 – 50.
4. *Комков М. А., Тарасов В. А.* Технология намотки композитных конструкций ракет и средств поражения: учебное пособие. М.: Изд-во МГТУ им Н. Э. Баумана, 2011. 431 с.
5. *Vasiliev V. V., Barynin V. A., Razin A. F.* Anisogrid Lattice Structures - Survey of Development and Application // Composite Structures. 2001. 54. P. 361 – 370.

## **ПЕРСПЕКТИВА ВНЕДРЕНИЯ ВИБРАЦИОННОЙ ОБРАБОТКИ ПРИ СВАРКЕ ВЫСОКОСТАБИЛЬНЫХ ВЫСОКОТОЧНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**И. В. Стрельников, В. А. Давыдов**

*АО «Научно-производственное объединение им. С. А. Лавочкина», г. Химки*

*Вибрационная обработка является перспективным технологическим процессом, позволяющим уменьшить припуски на механическую обработку ответственных сварных конструкции космических аппаратов, а, в ряде случаев, отказаться от термической обработки вовсе. Кроме того, релаксация остаточных напряжений стабилизирует размеры и форму во времени. Совмещенная с процессом дуговой сварки, вибрационная обработка, помимо уменьшения и перераспределения остаточных деформаций и напряжений, улучшает пластичность, измельчает зерно и улучшает форму сварного шва.*

При изготовлении ответственных сварных конструкций (СК) космических аппаратов (КА) с высокими требованиями к размерной точности и стабильности, – таких, как платформы и оптические «скамьи», – актуален вопрос применения способов и методов по снижению остаточных напряжений (ОН) и остаточных деформаций (ОД). Послесварочные искажения формы и размеров затрудняют дальнейшую сборку, увеличивают припуски на механическую обработку, ухудшает восприятие видовых поверхностей. В то же время, концентраторы послесварочных ОН могут являться очагами зарождения трещин усталости, а также очагами коррозии. Кроме того, из-за механических или термических возмущений, происходит релаксация ОН, приводящая к нестабильности размеров и формы. Применение традиционной термической обработки часто имеет ограничения по количеству из-за влияния на структуру, времени технологического процесса по причине жестких сроков, а также трудоемкости при изготовлении точной одноразовой оснастки для заневоливания. Механическая правка или нагружение может приводить к недопустимым деформациям и поломкам. Применение прокатки сварных швов роликами или проковки применимо, прежде всего, для листовых и мало подходит для ферменных СК. Наклеп бойковыми инструментами или дробью снимает ОН, однако трудоемок и мало подходит для минимизации ОД.

Поэтому целью данной работы является проведение исследований, подтверждающих перспективность внедрения вибрационной обработки (ВО) при изготовлении СК КА. Решаемыми задачами являются определение влияния параметров процесса (частота, амплитуда, время, направления колебаний), особенностей конструкции КА (жесткость, толщина сварного соединения и т. д.) на величины ОД и ОН, на механические свойства сварных соединений.

Под руководство и при участии научного руководителя проекта – главного сварщика К. Е. Пономарева – был разработан поэтапный план внедрения ВО в производство, который включал в себя несколько этапов.

На первом этапе был проведен информационный поиск по специализированным журналам, сборникам научных конференций, диссертациям, интернет – источникам, рекламным буклетам. Было установлено, что ВО СК активно внедряется с 1980-х гг. Было признано целесообразным рассмотреть возможность проведения ВО, сопутствующей процессу сварки, с целью воздействия вибраций на кристаллизующуюся сварочную ванну. Было установлено, что эффективность ВО в значительной степени зависит от выбранных параметров режима: частоты, амплитуды, длительности и направления колебаний. Анализ источников показал, что ВО, в ряде случаев, не может стать альтернативой термической обработки СК, заневоленных в жесткой оснастке, но может участвовать в создании универсальных сборочно-сварочных кондукторов, предназначенных для проведения ВО конструкции в заневоленном состоянии, а затем ТО уже освобожденной конструкции.

Второй этап заключался в предварительных экспериментальных работах на образцах, имитирующих основные сварные соединения СК КА. Для этого было спроектировано и изготовлено специальное приспособление, обеспечивающее возможность закрепления образцов на вибрационных стендах. Таким образом, были проведены исследования с применением пластин из сплава АМгб с толщинами 3 мм. Образец укладывался на опорную поверхность и закреплялся на сборочном приспособлении. Приспособление монтировалось на электродинамическом вибрационном стенде ВЭДС-1500МК, оснащенном аппаратурой вибрационного автоматического контроля и сопровождения типа Базис-001. Образцы сварного соединения выполняли путем наплавки валика по центру пластины вдоль длинной стороны. Сварка неплавящимся электродом в среде аргона производилась за один проход на источнике питания Форсаж 315, ток сварки составлял 90 – 100 А.

Проведение ВО (вертикальные колебания) совместно с процессом сварки неплавящимся электродом позволило снизить ОД на 10 – 70% от уровня деформаций при проведении сварки без ВО в зависимости от жесткости. Оптимальным для снижения ОД в СК рассмотренного типа являлся диапазон частот 40 – 60 Гц. С увеличением частоты от 20 до 80 Гц усиление проплава увеличивается, а сам он становится более дискретным, распадаясь на отдельные элементы.

Проведение ВО позволило обеспечить оптимальную геометрию сварного шва с плавным сопряжением с основным металлом, что особенно важно в нагруженных сварных соединениях, когда подрезы или резкий галтельный переход могут привести к снижению статической и усталостной прочностей соответственно. Также оказалось возможным уменьшить размер зерна в зоне термического влияния, что ведет к повышению ударной вязкости. Следует отметить, что сопутствующая ВО привела к повышению показателей пластичности (относительное удлинение и относительное сужение после разрыва), что кос-

венно свидетельствует о уменьшении количества микродефектов и повышает надежность сварного соединения в целом.

Для более точной оценки влияния ВО на ОН был проведен литературный обзор методов контроля напряженно-деформированного состояния образцов и, далее, СК КА. Было установлено, что оптимальными для производства являются методы рентгеновской дифрактометрии, лазерной интерферометрии в сочетании с засверливанием отверстий, а также ультразвуковой.

Методом лазерной интерферометрии в сочетании с засверливанием отверстий были получены картины распределения ОН при различных режимах сопутствующей ВО. При этом повышение частоты вибрационной обработки вплоть до 60 Гц резко снижает уровень ОН. Оптимизация режимов позволяет достичь снижения уровня остаточных сварочных напряжений на 40 – 60%.

Таким образом, показана возможность внедрения перспективной технологии сопутствующей ВО для получения высокоточных, надежных и высокостабильных СК КА.

### **Библиографический список**

1. Пономарев 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 (38). С. 89 – 95.

2. Пономарев К. Е., Стрельников И. В. К вопросу выбора экспериментального метода оценки остаточных напряжений в сварных конструкциях. Обзор // Сварка и диагностика, 2018. №2. С. 29 – 34.

3. Стрельников И. В. Влияние сопутствующей вибрационной обработки на остаточную деформацию и геометрию сварных соединений переменной жесткости // Сварка и диагностика, 2018. №3. С. 24 – 29.

4. Пономарев К. Е., Стрельников И. В. Особенности внедрения вибрационной обработки при производстве сварных конструкций космических аппаратов // Сборник тезисов ХLI Академических чтений по космонавтике 23 – 26 января 2018 года. 2018. С. 336.

5. Стрельников И. В. Вибрационная обработка сварных конструкций космических аппаратов как альтернатива термической обработке // Сборник трудов МНПК «Грани науки: теория и практика» 25 сентября 2017. 2017. С. 336.

6. Стрельников И. В. Некоторые аспекты перспективных направлений использования сопутствующей виброобработки при сварке элементов конструкций космических аппаратов // Сборник статей XV Международной научно-практической конференции «Фундаментальные и прикладные научные исследования: актуальные вопросы, достижения и инновации» 15 сентября 2018 г. г. Пенза. С. 61 – 63.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РЕЖИМОВ ВАКУУМНОГО ЭЛЕКТРОТЕРМИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ИЗГОТОВЛЕНИЯ ВОЛЬФРАМОВЫХ МАТРИЦ НА КАЧЕСТВО ИМПРЕГНИРОВАННЫХ МАТЕРИАЛОВ

О. Д. Тищенко, Д. А. Горшенин

*Филиал ФГУП «НПЦАП»- «ПО «КОРПУС»*

Эмиссионная способность и долговечность катода определяются процессами, протекающими в объеме и на поверхности катода, и зависят от множества различных факторов. Важнейшим фактором является определенный химический и фазовый состав эмиссионно-активного вещества и однородность его распределения по всему объему катода.

Проведены исследования химического и фазового состава эмиссионного вещества импрегнированного катода. Исследовались локальные участки поверхности и объема катода методами растровой электронной микроскопии, цветной катодолюминесценции и рентгеноспектрального микроанализа. Результаты исследований, представленные на фазовой диаграмме состояния тройной системы ВаО-Аl<sub>2</sub>O<sub>3</sub>-СаО (рисунок 1), свидетельствуют о неоднородности химического и фазового состав эмиссионно-активного вещества в исследованном образце, что свидетельствует о несовершенстве используемой технологии изготовления катода.

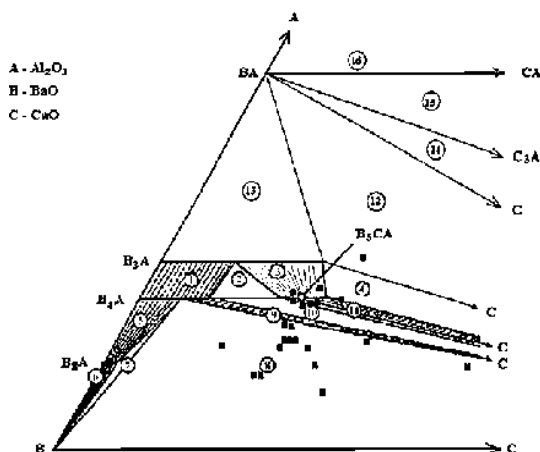


Рисунок 1 – Результаты исследований химического и фазового состава эмиссионного вещества импрегнированного катода, отображенные на диаграмме фазового состава тройной системы ВаО-Аl<sub>2</sub>O<sub>3</sub>-СаО

Из 23 исследованных участков только 7 участков имеют химический и фазовый состав, близкий к оптимальному (содержат соединение 3ВаО·Аl<sub>2</sub>O<sub>3</sub>·СаО). На остальных участках эмиссионное вещество является смесью других фаз, что, безусловно, будет сказываться на эмиссионных характеристиках катода, ста-

бильности тока эмиссии, скорости испарения бария и долговечности катода. Для ликвидации крупных пор до 70 мкм и неоднородностей в структуре матриц были проведены опыты по предварительному вакуумированию шихты перед прессованием. В основу прессования был положен гидростатический метод. Вакуумирование шихты осуществлялось путем откачки воздуха из внутренней полости, заполненной шихтой, после чего оболочка герметизировалась и поступала на прессование. Описанным способом были изготовлены образцы матриц, содержащих парафин в количествах: 0,5% – 3%.

Анализ микроструктуры образцов (рисунок 2) показал, что матрицы прессованные по разработанной технологии существенно отличаются от образцов с соответствующим составом шихты, изготовленных по базовой технологии. Установлено, что основной причиной образования крупных, до 70 мкм и более, пор является захваченный в процессе прессования воздух.

В результате проведенных экспериментов были получены матрицы импрегнированного катода с упорядоченными размерами пор и равномерным распределением их по объему, за счет способа изготовления импрегнированных катодов, заключающегося в том что импрегнированные втулки изготавливаются из порошка W с его предварительным вакуумированием при температуре 400°C и давлении  $5 \cdot 10^{-4}$  Па перед прессованием, а пропитка вольфрамовых матриц проводится алюминатом  $3\text{BaO} \cdot \text{Al}_2\text{O}_3 \cdot \text{CaO}$  в водородной печи при температуре пропитки 1800°C в течении 3 мин.

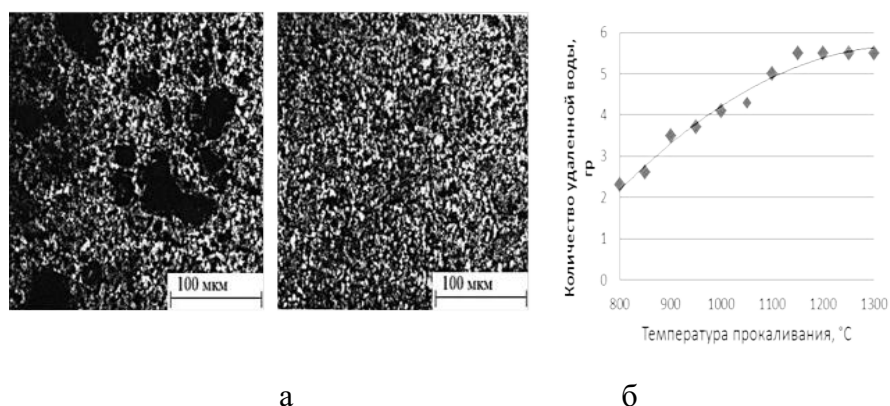


Рисунок 2 – Вольфрамовые матрицы: а - изготовленных по базовой технологии, б – изготовленные по разработанной технологии

Обезгаживание катодного узла проводится совместно с операцией пайки на стандартном откачном оборудовании с применением технологического подогревателя и последующей операцией лазерной сварки. Технологический подогреватель применяется из-за необходимости создания высоких температур (более 1200°C) и негативно влияет на эмиссионные характеристики катодов, поэтому для улучшения катодных характеристик применен метод высокочастотной пайки импрегнированных втулок с керном ножки катодной.

На основе экспериментальных данных предложена регрессионная модель (1) зависимости температуры импрегнированного катода от времени воздей-

ствия и потребляемой мощности (рисунок 3), позволяющая определить режимы вакуумной электротермической обработки импрегнированного катода с заданными характеристиками.

$$T(P,t)=490,27+23,29 \cdot \ln(P)+3,80 \cdot t^2 \quad (1)$$

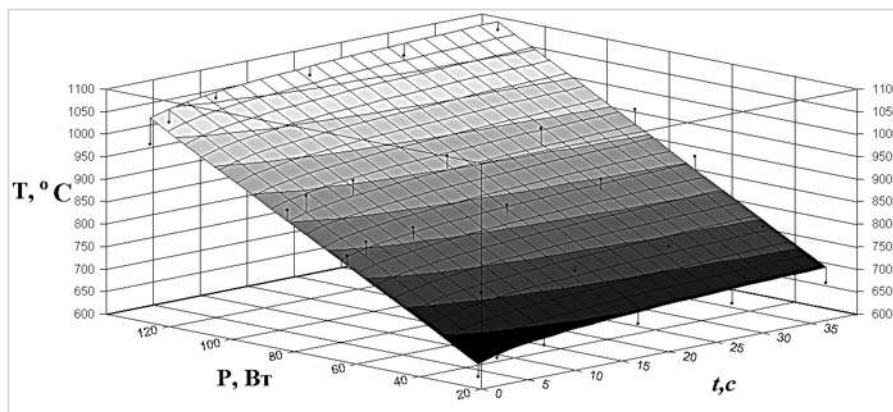


Рисунок 3 – Зависимость температуры импрегнированного катода от времени воздействия и потребляемой мощности

Для апробации результатов работы проведены исследования вторично-эмиссионных свойств катодов электронно-лучевым методом на установке контроля характеристик эмиссионных материалов. Получена зависимость коэффициента вторичной электронной эмиссии от энергии первичных электронов (рисунок 4) для образцов, изготовленных по базовой и разработанной технологии. Измерение коэффициента вторичной электронной эмиссии проводилось на установке контроля характеристик эмиссионных материалов.

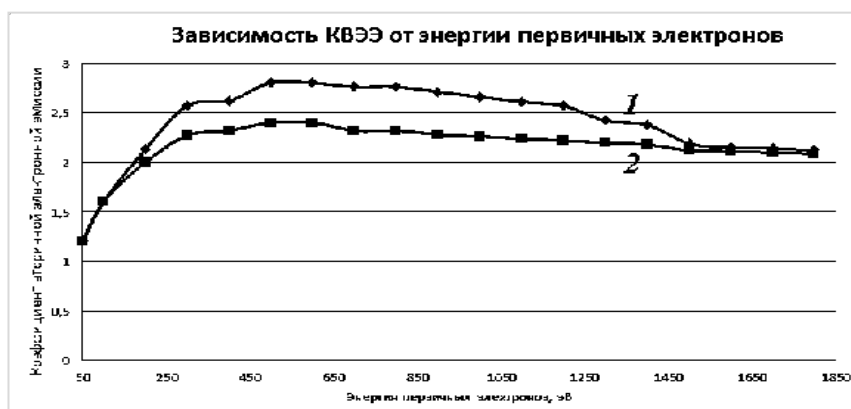


Рисунок 4 – Зависимость коэффициента вторичной электронной эмиссии от энергии первичных электронов: 1 – на образцах, изготовленных по разработанной технологии, 2 – на образцах, изготовленных по базовой технологии

Для исследования вторично-эмиссионных свойств катодов использовался электронно-лучевой метод, дающий наибольшую точность. Исследования вторично-эмиссионных свойств проводились на образцах, отожженных в вакууме при температуре 1200°С. Вакуум в процессе измерения был не хуже

$2 \cdot 10^{-5}$  Па. Энергия луча первичных электронов при измерении вторично-эмиссионных свойств регулировалась в пределах от 50 до 1800 эВ.

Из рисунка 4 видим, что КВЭЭ зависит от технологии изготовления импрегнированных катодов и энергии первичных электронов. Необходимое значение КВЭЭ для импрегнированных катодов должно быть не ниже 2,6 и достигаться при энергии первичных электронов от 400 эВ до 600 эВ. Так мы видим, что образцы, изготовленные по базовой технологии имеют недопустимо низкий КВЭЭ от 2,3 до 2,4, это может свидетельствовать о неоднородности распределения эмиссионно-активного вещества по всему объему катода. Это, безусловно, будет сказываться на стабильности тока эмиссии, скорости испарения бария и долговечности катода. Образцы, изготовленные по разработанной технологии, имеют КВЭЭ от 2,6 до 2,8 при энергии первичных электронов от 400 эВ до 600 эВ, что свидетельствует о пригодности катодов для производства электровакуумных приборов.

Разработана конструкция импрегнированного катода, обеспечивающая мгновенную готовность прибора и долговечность работы 6000ч, а также проведена опытно-промышленная проверка полученных результатов в приборах М-типа.

Для реализации мгновенной готовности ЭВП к работе применяются различные конструктивные решения. Наиболее эффективным считается применение комбинированных катодов, рабочая поверхность которых выполнена в виде чередующихся вторично-эмиссионных и автоэмиссионных шайб. Однако основной проблемой применения комбинированных автоэмиссионных катодов является их нестабильность. Для анализа микроструктуры лезвий автоэмиссионных танталовых шайб были подготовлены образцы комбинированного автоэмиссионного катода, типовая конструкция которых представлена на рисунке 5.

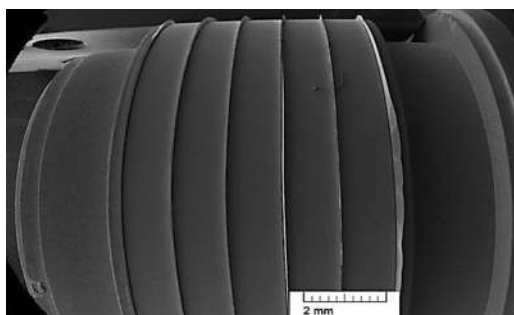


Рисунок 5 – Типовая конструкция образцов комбинированных АЭК

Для проведения исследований методом РЭМ образцы были демонтированы из приборов М-типа после тренировки и испытания катода в приборах (рисунок 6, а), после работы прибора в номинальном режиме в течение 50 час. (рисунок 6, б) и после 100 час. (рисунок 6, в) работы прибора в номинальном режиме. Из рисунка 6 видно, что после тренировки и испытания катода в приборе М-типа наблюдается эффект самоорганизации лезвия танталовых шайб на острия шириной 0,1–0,5 мкм, которое создает автоэлектронную эмиссию в начале каждого импульса и обеспечивает тем самым мгновенную готовность прибора. Но



данный эффект носит краткосрочный характер, уже после работы прибора в номинальном режиме в течение 50 час. на кромках образуются локальные зоны их оплавления, которые при последующей работе прибора (от 100 ч) приводят к затуплению острий.

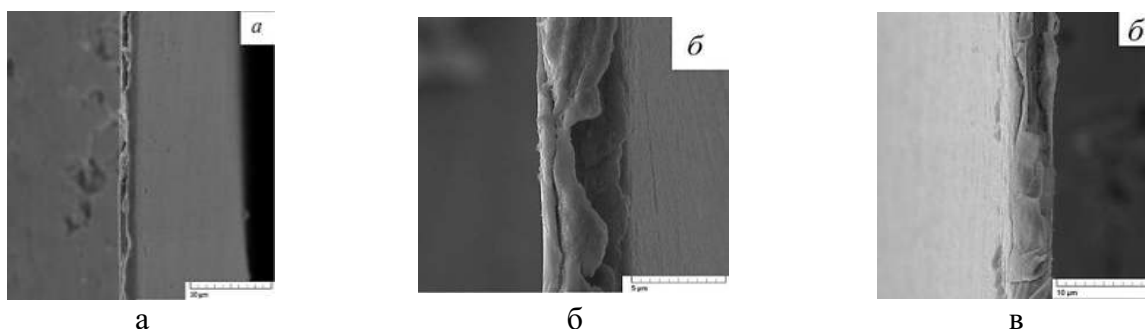


Рисунок 6 - РЭМ изображения лезвий автоэмиссионных танталовых шайб комбинированных катодов: а – после тренировки и испытания катода в приборах, б – после работы прибора в номинальном режиме в течение 50 час., в – после 100 час. работы прибора в номинальном режиме

Для предотвращения процессов расслоения и оплавления кромок была разработана конструкция импрегнированного катода (рисунок 7), с кромками выполненными на рабочей поверхности вторично-эмиссионных втулок. Работа таких кромок становится более стабильной из-за наличия эффекта их самозаострения, что делает их особенно устойчивыми к воздействию микроарзядов. Разработанная конструкция импрегнированного катода, для маломощного прибора магнетронного типа обеспечивает мгновенную готовность, а также стабильную работу прибора на протяжении всего срока службы в 6000 ч.

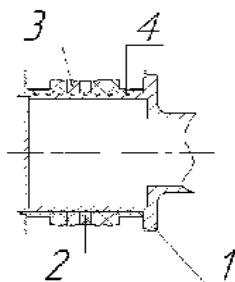


Рисунок 7 - Вторично-эмиссионный катод: 1 – kern катода, 2, 3 – вторично-эмиссионные втулки, 4 – канавки, содержащие молибден кобальтовый припой

Для экспериментального подтверждения полученных результатов исследований были изготовлены макеты приборов М-типа (пять макетов с катодами, изготовленными по базовой технологии, и пять макетов с катодами, изготовленные по разработанной технологии). Макеты испытывались в диодном режиме.

Динамические испытания прибора проводили при нормальных климатических условиях, установленных ГОСТ РВ 20.57.416-98, при длительности импульса  $\tau=70-100$  нс и скважности  $Q=1000-3000$ .

По результатам испытаний приборов в диодном режиме (рисунок 8) можно сделать вывод, что приборы с катодами изготовленными по базовой технологии не выдают требуемого параметра  $I_{анода}$ , что при последующих испытаниях приведет к браку изделия.

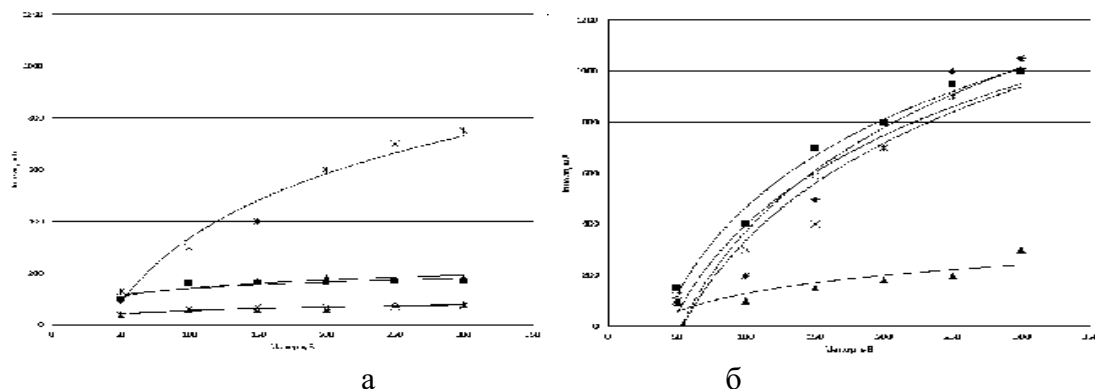


Рисунок 8 – Результаты испытаний приборов в диодном режиме:  
а – по базовой технологии, б – по разработанной технологии

При последующих испытаниях прибор устанавливали в электромагниты и подсоединяли к измерительному тракту. Исследование проводилось на экспериментальной установке на трех частотах F1, F2, F3. При проведении динамических испытаний приборов установлено, что применение катодов, изготовленных по разработанной технологии, значительно снижает ток утечки. По результатам динамических испытаний коэффициент полезного действия прибора с катодом, изготовленным по базовой технологии, не превышает 11 % (рисунок 9, а), а коэффициент полезного действия прибора с катодами, изготовленными по разработанной технологии, увеличился до 23 % (рисунок 9, б).

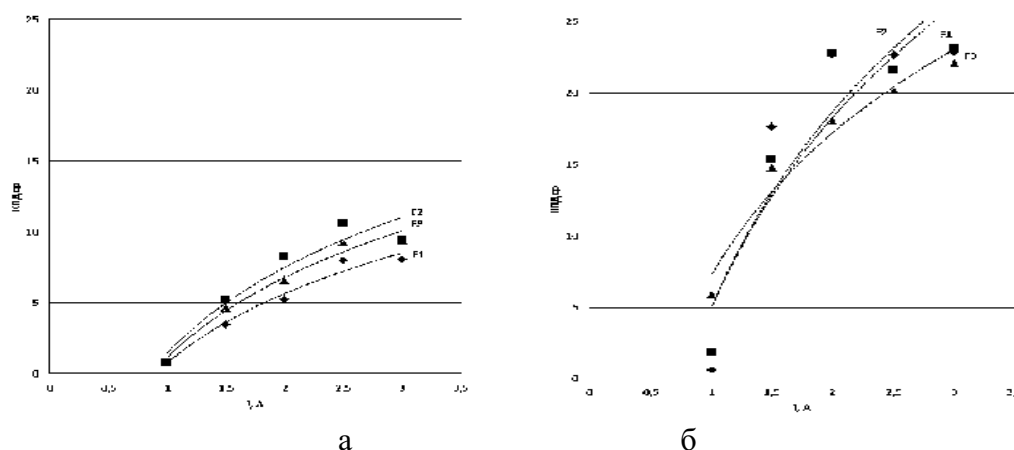


Рисунок 9 – Испытания катодов в составе прибора М-типа: а – изготовленные по базовой технологии, б – изготовленные по разработанной технологии

При проведении динамических испытаний макеты приборов с катодами, изготовленными по разработанной технологии, выдают эмиссионные характеристики соответствующие частным техническим условиям.

**Выводы.** Результаты, полученные при проведении экспериментальных исследований, позволили определить оптимальные режимы электротермических процессов изготовления импрегнированных катодов с высокостабильными эмиссионными свойствами для приборов М-типа.

Разработана конструкция импрегнированного катода, обеспечивающая мгновенную готовность работы прибора и позволяющая повысить выход годных приборов на 30%, повысить КПД прибора на 4% и увеличить срок службы прибора до 6000 часов, за счет их устойчивости к интенсивной электронной и ионной бомбардировке и микроразрядам.

На основе экспериментальных данных предложена регрессионная модель зависимости температуры импрегнированного катода от времени воздействия и потребляемой мощности, позволяющая адекватно определить режимы вакуумной электротермической обработки импрегнированного катода с заданными характеристиками.

В результате исследований образцов автоэмиссионных катодов обнаружен эффект самоорганизации лезвий танталовых шайб комбинированных вторично-эмиссионных катодов, за счет расслоения кромок под действием термических напряжений и интенсивной ионной бомбардировки, которые создают автоэлектронную эмиссию в начале каждого импульса и обеспечивают тем самым мгновенную готовность прибора.

Стабильная работа прибора на протяжении всего срока службы в 6000 ч обеспечивается способом изготовления импрегнированных катодов и заключается в том, что импрегнированные втулки изготавливаются из порошка W с его предварительным вакуумированием при температуре 400°C и давлении  $5 \cdot 10^{-4}$  Па перед прессованием, а пропитка вольфрамовых матриц проводится алюминатом  $3\text{BaO} \cdot \text{Al}_2\text{O}_3 \cdot \text{CaO}$  в водородной печи при температуре пропитки 1800°C в течении 3 мин.

**АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ВЫРАБОТКИ СЖАТОГО  
ВОЗДУХА КОМПРЕССОРНОЙ СТАНЦИЕЙ ДЛЯ  
ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ УЧАСТКОВ И ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ  
В ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ЦЕЛЯХ ПОДРАЗДЕЛЕНИЯМИ  
ПРЕДПРИЯТИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ**

**А. А. Волюнкин**

*КБхиммаш им. А.М. Исаева – филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»*

Компрессорная станция является генератором пневмоэнергии, необходимой для обеспечения потребностей испытательных участков сжатыми газами гарантированного качества, необходимого давления и объема при изготовлении и обработке узлов и изделий, и для использования в технологических целях подразделениями предприятия. При этом необходимо отметить, что на сегодня доля устаревшего оборудования компрессорной станции составляет около 90%, которое изготовлено в ручном исполнении. Следовательно, приоритетной задачей является автоматизация процесса выработки сжатых газов с модернизацией системы управления и мониторингом выпускаемой продукции.

Мониторинг рынка автоматизации работы компрессорной станцией свидетельствует о том, что аналогов разработанной системы управления технологическим процессом выработки сжатого воздуха и модернизированного блока осушки по соотношению цена/качество, набору функциональных возможностей не существует.

Для создания АСУ ТП предварительно были выполнены следующие мероприятия: модернизация автопродувок компрессоров, замена аналоговой системы измерения параметров работы компрессорного оборудования и выпускаемой продукции на цифровую, установка устройств плавного пуска, модернизация собственными силами старых шкафов управления компрессорами, модернизация блока осушки, синхронизация работы блока осушки с компрессором.

Создание АСУ ТП позволяет:

1. Осуществлять дистанционно пуск и остановку компрессорного оборудования;
2. Обеспечивать одновременно непрерывный контроль и мониторинг в реальном времени параметров работы всего оборудования, подключенного к данной системе, и качества производимой продукции;
3. Защищать оборудование от ошибочных действий персонала.

Созданная АСУ ТП выработки сжатого воздуха состоит из:

1. АРМ машиниста компрессорных установок;
2. Программы, позволяющей управлять компрессорным оборудованием, вести мониторинг и запись работы компрессора и его технологических параметров.
3. Локально-информационной управляющей системы, соединяющей локальные щиты автоматики компрессоров с АРМ машиниста компрессорных установок.
4. Программируемых контроллеров оборудования на базе программируемого реле, встроенных в локальный щит автоматики, выполняющих алгоритм запуска/остановки и автопродувки компрессора.

Автоматизация компрессорной станции имеет положительный экономический эффект.

Проведенные и планируемые мероприятия по автоматизации технологического процесса выработки сжатого воздуха позволят:

- минимизировать ручное управление персонала в технологическом процессе выработки сжатого воздуха;
- улучшить условия и безопасность труда;
- осуществлять постоянный контроль работы всего оборудования, подключенного к автоматизированной системе, одновременно с АРМ;
- предотвращать внештатные ситуации при работе оборудования ввиду введения системы оповещения;
- по завершению планируемых работ оптимизировать численность обслуживающего персонала.

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЙ УТИЛИЗАЦИИ УГЛЕПЛАСТИКОВ, ОБРАЗУЮЩИХСЯ ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ, ОБРАБОТКЕ И ЗАВЕРШЕНИИ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА ИЗДЕЛИЙ**

**Е. Р. Гатина, Г. И. Шайдурова**

*ПАО «Научно-производственное объединение «Искра», г. Пермь*

Тенденция наступательного применения полимерных композиционных материалов (ПКМ) наблюдается почти во всех отраслях промышленности. Прежде всего, это относится к композиционным материалам, армированным углеродными волокнистыми наполнителями, то есть, к углепластикам. Свою популярность углепластики получили благодаря повышенному уровню физико-механических характеристик, включая достаточно низкую плотность по сравнению с металлами. Повышенные свойства углепластиков определили их преимущественное использование в оборонных отраслях промышленности и прежде всего в авиационной и ракетостроительной технике.

В связи с такой популярностью и целесообразностью применения углепластиков объем их производства постоянно возрастает, а, следовательно, возрастает и объем отходов углепластиков. В основном, отходы данной сферы промышленности возникают на этапе завершения жизненного цикла изделий и вывода их из эксплуатации. Таким образом, возникает вопрос, каким методом утилизировать материал, обладающий рядом специфических свойств?

Анализ существующей ситуации показывает, что в России нет эффективного подхода и практического метода для утилизации углепластиков с максимальной сохранностью физико-механических характеристик.

Подход зарубежных исследований утилизации отходов композиционных материалов в настоящее время базируется на двух понятиях: использование с целью получения энергии (сжигание) или вторичная переработка. Опыт зарубежных стран убедительно доказывает, что отходы композиционных материалов целесообразно подвергать вторичной переработке для извлечения из них ценных продуктов, то есть наполнителя (волокна). Углеродный наполнитель является дорогостоящим сырьем, а его перепродажа или повторное использование может стать основой для коммерческой реализации технологии утилизации.

В процессе вторичной переработки отработанных углепластиков на выходе можно получить восстановленное волокно, приемлемое по качеству и пригодное для дальнейшего использования, и при этом значительно дешевле первичного. Суть вторичной переработки сводится к тому, чтобы удалить из объема композита матрицу и получить на выходе максимально неповрежденный волокнистый наполнитель. Такой результат можно получить двумя методами деструкции – химическим и термическим.

Механизм химической деструкции, так называемый сольволиз, подразумевает высвобождение полимерной матрицы с помощью растворителей, применения высокой температуры (пиролиз), давления, катализаторов. Тогда углеродный наполнитель может сохранить почти 80-90 % своих первоначальных механических свойств. Механизм термической деструкции полимеров подразумевает так называемый «частичный пиролиз», при котором смоляная матрица сжигается с ограниченным содержанием кислородом. Углеродные волокна, обработанные таким образом, сохраняют 70-80% своих первоначальных механических свойств.

В процессе температурного воздействия органический материал (матрица) под действием высокой температуры разрушается до мельчайших частиц, а углеродное волокно, наоборот, ввиду своей термостойкости восстанавливается. Химический метод основан на деполимеризации (химическом разрушении) связующего, продуктом которых на выходе является углеродное волокно. В этом направлении самым перспективным методом является сольволиз. Сольволиз — это реакция обменного разложения между растворенным веществом и растворителем. В процессе сольволиза в качестве среды используются различные жидкости (спирты, растворители, кислоты с использованием температуры, давления) с катализаторами для деполимеризации матрицы.

В рамках исследования были проведены эксперименты по подбору оптимального растворителя для эпоксидной матрицы и параметров процесса при химическом процессе. Были проведены работы по оценке описанных процессов вторичной переработки углепластиков и целесообразность данных подходов, эксперименты по изготовлению углепластика на основе вторичного волокна, полученного методом термической и химической деструкции, с последующей оценкой их ФМХ и ФХХ.

Полученные результаты подтверждают, что в процессе и пиролиза, и сольволиза можно получить восстановленное вторичное углеродное волокно из объема композиционного материала. Было установлено, что ФМХ вторичного наполнителя, восстановленного методом частичного пиролиза, снижаются, причем это значение варьируется от 20 до 40 %, что в принципе значительно при изготовлении ответственных изделий. Это объясняется тем, что в процессе пиролиза неизбежно образуется кокс, который загрязняет волокно, за счет чего и прослеживается снижение характеристик. Поэтому вторичное волокно может найти свое применение в производстве малонагруженных композитов. Что касается ФМХ вторичного наполнителя восстановленного методом сольволиза, для него характеристики снизились на 10 – 20%, и это объясняется тем, что условия процесса более щадящие – используемые Т невысокие, волокно в процессе не загрязняется, поэтому восстановленное волокно методом сольволиза более чистое и не поврежденное.

Область вторичного использования определяется сохранностью свойств волокна, поэтому использование вторичного наполнителя может определяться в задачах армирования малонагруженных композитов, строительных материалов, в качестве сырья для нетканых материалов. Были проведены экспериментальные опробования применения вторичного волокна для армирования резинотехнических изделий, песчано-полимерных смесей и в качестве сырья для иглопробивных нетканых материалов.

В результате исследований была подтверждена эффективность утилизации методом вторичной переработки (с применением термических и химических процессов), рассмотренные процессы дают возможность утилизации углепластиков с обеспечением извлечения армирующего наполнителя, который может быть использован повторно. Рассмотренные способы переработки открывает широкие возможности эффективного использования отходов дорогостоящих углепластиков. Выделение волокна из матрицы ПКМ позволит решить не только проблему утилизации материала в целом, но и привлечь значительные объемы вторичного сырья в различные отрасли производства.

## **ПЕРЕНАЛАЖИВАЕМОЕ ЗАЖИМНОЕ ПРИСПОСОБЛЕНИЕ ДЛЯ ПРОИЗВОДСТВА ДЕТАЛЕЙ РКТ НА ФРЕЗЕРНЫХ ОБРАБАТЫВАЮЩИХ ЦЕНТРАХ**

**И. А. Камшилина**

*КБ «Арматура» – филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Ковров*

Уникальность ракетно-космической техники (РКТ), малый объем выпуска однотипных изделий, обуславливают характерные особенности производства ее составных частей. Так, для большинства предприятий, выпускающих агрегаты РКТ, характерно единичное производство широкой номенклатуры изделий. В этих условиях требуются большие усилия для построения гибкого и одновременно максимально эффективного производства, отличающегося высокой производительностью труда и малыми издержками.

Одним из «узких мест» механообрабатывающего многономенклатурного единичного производства агрегатов РКТ является большое разнообразие конструкций специальной технологической оснастки для установки, базирования и закрепления деталей, большую часть из которых составляют специальные неразборные приспособления. Часто эти приспособления имеют характерную особенность – ограниченность использования, доходящую до ситуации «одна операция – одно приспособление». В связи с этим, использование указанных приспособлений при большой номенклатуре изделий и единичном производстве приводит к необходимости многократной переналадки оборудования в течение одной смены. Очевидно, анализ опыта производства агрегатов РКТ в КБ «Арматура», максимальный учет конструктивных особенностей подобных изделий, позволяет разработать переналаживаемое зажимное приспособление для закрепления и базирования деталей при механообработке. При удачной конструкции такое приспособление позволит сократить количество специальной оснастки, повысить производительность труда и снизить издержки при постановке на производство новых агрегатов.

В качестве универсального зажимного приспособления для закрепления и базирования деталей при механообработке используются станочные тиски. Многие из представленных образцов на рынке станочных тисков являются излишне громоздкими, что при их использовании накладывает определенные ограничения на объем обработки за одну установку, особенно при профилировании фасонных наружных поверхностей сложных корпусных деталей изделий РКТ. Часто из-за этого трудно построить эффективный технологический процесс и разработать управляющую программу с учетом всех погрешностей базирования, учесть поводки материала при неравномерном съеме, что приводит к снижению производительности, увеличению трудоемкости изготовления изделий и увеличению объема слесарно-доводочных работ.



По результатам комплексного анализа конструкторской и технологической документации, а также парка механообрабатывающего оборудования в КБ «Арматура» были выделены следующие требования к универсальному станочному зажимному приспособлению:

- точность позиционирования не хуже  $\pm 0,01$  мм, для обеспечения заданных допусков и геометрической точности обрабатываемых базовых поверхностей деталей;
- жесткое крепление, для производительной обработки различных материалов с высокими скоростями резания при значительном съеме материала;
- универсальность, конструкция должна допускать быструю переналадку и перекомпоновку конструкции под различные типы и формы деталей;
- функциональность, конструкция приспособления должна обеспечивать многоосевую и токарно-фрезерную обработку на фрезерных обрабатывающих центрах и фрезерных станках с токарной функцией;
- конструкция приспособления должна обеспечивать безопасное расстояние между рабочими органами станка за счет формы и габаритных размеров корпуса;
- конструкция приспособления должна обеспечивать доступ инструмента к наибольшему количеству поверхностей с минимальным вылетом инструмента;
- конструкция приспособления должна обеспечивать длительную работоспособность основных элементов при частой перекомпоновке приспособления, обеспечивать поддержание точности позиционирования в процессе длительной эксплуатации;
- приспособление должно иметь относительно невысокую стоимость, для возможности оснащения всего парка обрабатывающих центров предприятия.

С точки зрения выделенных требований к приспособлению был проведен анализ преимуществ и недостатков конструкций станочных зажимных приспособлений ведущих отечественных и зарубежных производителей, по результатам анализа – спроектировано и изготовлено приспособление, конструкция которого учитывает специфику производства агрегатов РКТ в КБ «Арматура». Общий вид приспособления показан на рис.1. Приспособление представляет собой самоцентрирующееся переналаживаемое зажимное приспособление с модульной системой смены губок на базовом основании, позволяет проводить механообработку деталей с минимальным количеством специальной оснастки и обеспечивает максимальное использование преимуществ и возможностей различных моделей станков с ЧПУ. Проектирование приспособления осуществлялось с учетом влияния на точность изготавливаемых деталей упругих перемещений элементов приспособления, особенностей конструкции изготавливаемых деталей и кинематики обрабатывающих центров. В ходе работы с помощью САМ-систем программного обеспечения была выполнена верификация конструкции разработанного приспособления при обработке разных корпусных деталей с учетом кинематики станков при 5-ти координатной обработке, разра-

ботаны и отработаны управляющие программы станков с ЧПУ для изготовления различных деталей с использованием разработанного приспособления.

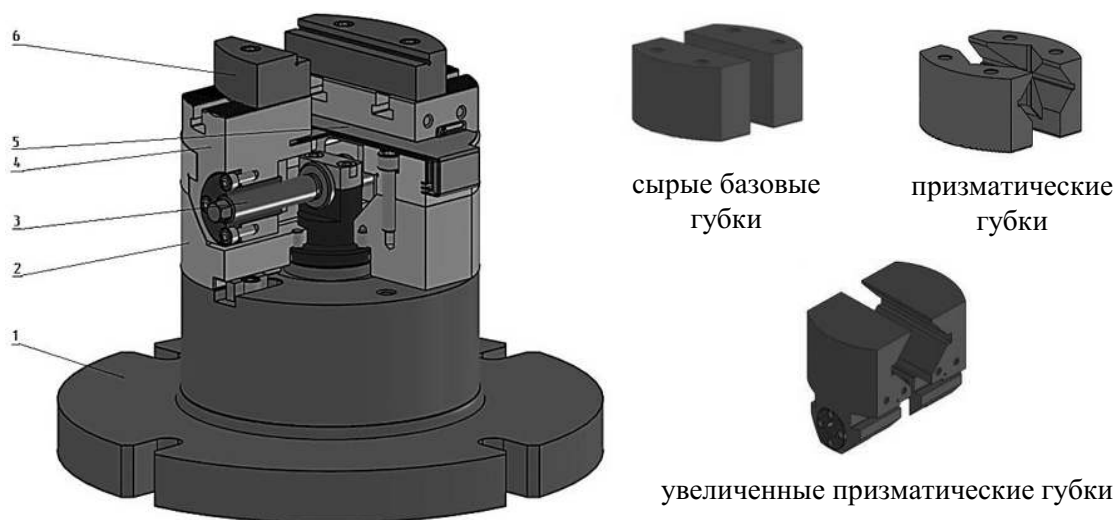


Рисунок 1 – 3D-модель приспособления и комплект сменных губок:  
1 – основание; 2 – корпус тисков; 3 – ходовой винт; 4 – подвижные губки;  
5 – защитный кожух; 6 – сменные губки

Разработанное приспособление по совокупности достигнутых эксплуатационных характеристик и стоимости не имеет аналогов, отличается рядом конструктивных преимуществ:

1) габариты приспособления обеспечивают максимальное использование преимуществ и возможностей различных моделей станков с ЧПУ;

2) конструкция сухаря предотвращает возможность деформации и осевого смещения ходового винта;

3) ходовой винт и внутренняя полость тисков защищены кожухом от скопления стружки, что упрощает очистку при переналадке и предотвращает заклинивание резьбовых элементов;

Приспособление и разработанные управляющие программы были успешно внедрены в производство на несколько партий различных корпусных ДСЕ. Предлагаемая конструкция зажимного приспособления может найти широкое применение при производстве изделий различных конфигураций, с целью унификации технологической зажимной оснастки для механообрабатывающего оборудования.

# **ИНФОРМАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ КОНТРОЛЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ И ИЗМЕРЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ПОСРЕДСТВОМ ОБРАБОТКИ ВИДЕОИЗОБРАЖЕНИЙ ДЛЯ ВЫЯВЛЕНИЯ НАИБОЛЕЕ УЯЗВИМЫХ УЧАСТКОВ ОБЪЕКТА НАБЛЮДЕНИЯ**

**Д. И. Климов**

*АО «Российские космические системы»*

В настоящее время появление работ по созданию систем видеоконтроля изделий ракетно-космической техники вызвано известным фактом о более достоверном канале информации – зрении (зрение человека дает 95% информации об окружающих объектах), поэтому включение в систему контроля видеoinформации значительно повышает достоверность информации от существующих средств телеметрирования объектов для отслеживания их штатного функционирования, а также для оперативного и однозначного выявления причин нештатных и аварийных ситуаций, возникающих в процессе полета изделий ракетно-космической техники.

В изделиях ракетно-космической техники существуют области или объекты, средняя температура которых в рабочем режиме превышает 1200-1500 К с одновременным наличием повышенной радиации, а также области наружной оболочки ракет-носителей, подвергающиеся сильным механическим воздействиям.

Для таких областей контактный метод измерения температуры посредством температурных датчиков не применим ввиду значительного выделения того или иного виде энергии (тепловой, кинетической, радиационной, и пр.). При этом обозначенные объекты наиболее предрасположены к возникновению нештатных и аварийных ситуаций. Следовательно необходима система, контролирующую бесконтактным методом температуру проблемной области и правильность протекания технологических процессов (разделение составных частей космического объекта, раскрытие конструкций (солнечных батарей, антенн), маневрирование космических объектов) на борту изделий ракетно-космической техники.

Таким образом, причиной выбора данного направления исследований является необходимость контроля наиболее важных процессов, сопровождающих движение космических аппаратов и ракет-носителей, в том числе контроль термообстановки перспективных изделий ракетно-космической техники посредством видеосистем.

## **Цели работы:**

1. видеонаблюдение за технологическими процессами при эксплуатации изделий ракетно-космической техники,
2. визуальный контроль правильности выполнения технологических процессов (разделение составных частей космического объекта, раскрытие кон-

струкций (солнечных батарей, антенн), маневрирование космических объектов) для анализа и (в отдельных случаях) предотвращения нештатных ситуаций на борту изделий ракетно-космической техники,

3. контроль и измерение температуры в термонагруженных областях телеметрируемых объектов посредством обработки видеоизображений для выявления наиболее уязвимых участков, подвергающимся высокотемпературным воздействиям, объекта наблюдения.

**Задачи работы.** Применение способов цветовой и яркостной пирометрии в системах видеоконтроля, методов сжатия и обработки информации, элементов теории теплового излучения, математического анализа и теории информации для разработки проектно-конструкторских решений при создании системы измерений температурных параметров термонагруженных элементов и контроля правильности выполнения технологических процессов изделий ракетно-космической техники.

Предлагается осуществлять контроль технологических процессов (разделение составных частей космического объекта, раскрытие конструкций (солнечных батарей, антенн), маневрирование космических объектов) и температурных параметров в термонагруженных областях телеметрируемых объектов посредством обработки видеоизображений для выявления наиболее уязвимых участков, подвергающимся различным воздействиям, объекта наблюдения.

При видеоконтроле технологических процессов предлагается применение фоторегистрирующих устройств видимого диапазона среднего разрешения (например,  $640 \times 480$ ,  $720 \times 576$ ) с частотой до 25 кад/с для оперативного выявления нештатных и аварийных ситуациях.

При контроле за температурными параметрами предлагается применение фоторегистрирующих устройств низкого разрешения (например,  $256 \times 290$ ,  $352 \times 288$ ) преимущественно ближнего и среднего инфракрасного диапазонов с частотой (1...3) кад/с для оперативного выявления термонагруженных зон объекта наблюдения.

Наряду с визуальным контролем предлагается измерение высоких температур, а также контроль резких температурных перепадов телеметрируемых объектов для более детального анализа нештатных и аварийных ситуаций. Измерения осуществляются способом, основанным на законе Планка, пирометрическими методами по цветовому спектру или яркости. На экране монитора ПЭВМ отображается цветное (или черно-белое) видеоизображение с частотой до 3 кад/с, при этом термоопасные зоны поля изображения подсвечиваются красным цветом.

При эксплуатации рассматриваемой системы на космических аппаратах с удалением от наземной приемной станции уменьшается мощность принимаемого сигнала и увеличивается вероятность числа ошибок, тем самым уменьшается пропускная способность канала Борт-Земля и падает информативность. Передаваемая видеоинформация обладает большой информативностью  $J$ , которая определяется как  $J = (m \times n) \times F_k \times M$ , где  $(m \times n)$  – разрешение фоторегистри-

рующего прибора,  $F_k$  – частота следования кадров,  $M$  – разрядность, приходящаяся на каждый пиксель (по 8 бит на каждый из трех цветов, т.е. 24 бита) или разрядность АЦП, определяющаяся величиной температурного диапазона и шагом измерения температуры (например, для температурного диапазона 3000 К и шаге измерения 1 К требуется 12-разрядный АЦП).

В этом случае при использовании системы из четырех видеокамер и наложении помехоустойчивого кодирования, составляющего (50-70) % от видеопотока, информативность будет составлять около 1,3 Гбит/с, а в случае визуального контроля термообстановки – около 20 Мбит/с.

При проведении видеоконтроля технологических процессов предлагается применить существующие алгоритмы сжатия (JPEG, H.264) с возможностью увеличения коэффициента сжатия до 200 и сократить частоту следования кадров с 25 до 16, а также понизить разрядность оцифровки приходящейся на каждый пиксель с 24 до 12 бит, используя цветоразностные сигналы и субдискретизацию 4:2:0.

Для такого случая, при использовании системы из четырех видеокамер и наложении помехоустойчивого кодирования, информативность будет составлять около 2 Мбит/с (видеоконтроль технологических процессов) и около 100 кбит/с (видеоконтроль технологических процессов), что позволит сократить информационный поток в 650 и 200 раз соответственно.

Дальнейшее сокращение информационного потока возможно при отказе от визуального контроля, а информацию о протекании технологических процессов можно получать от датчиковой системы. Измерять температуру удаленным бесконтактным методом предлагается следующим способом: на ПЭВМ наземной станции имеется фотоизображение полей объекта от видеорегистрирующих систем, которое разбивается на целое число контролируемых зон площадью  $S = 5 \times 5 \dots 20 \times 20$  пикселей, каждая из которых имеет свой номер, который задается программным способом на борту космического аппарата. Шаг измерения температуры при этом составляет  $\Delta T = 5 \dots 20$  К.

Максимальную отдачу от системы термо-видеоконтроля можно получить при контроле нагретых тел с температурой выше 250–300°C. Значения температур, приведенные в таблице 1 требуют особого внимания при отслеживании оператором температуры после обработки видеоинформации, так как в окрестности данных температур происходит разрушение того или иного материала. По этой причине программным способом на борту космического аппарата задается пороговое значение температуры  $T_{пор} = 0,8T_{кр}$  (см. таблицу 1).

Оператор наземной станции получает информацию о номере контролируемой зоны и температуре, превысившей пороговое значение. В случае превышения заданного программным способом на борту космического аппарата порогового значения температуры  $T_{пор}$  в контролируемой зоне поля изображения с заданным номером, указанная зона подсвечивается красным цветом.

Как правило, число актуальных зон в процессе эксплуатации космического аппарата может составлять менее 5 % от поля изображения объекта. Таким об-

разом, при измерении температуры удаленным бесконтактным методом посредством видеокамер предложенным способом можно сократить информационный поток до 1 кбит/с.

Таблица 1

Температуры плавления и деформации некоторых типов металлов

Материал	Температура плавления $T_{пл}$ , К	Температура необратимого изменения кристаллической решетки $T_{кр}$ , К
Алюминий	933	723
Титан	1933±20	1156
Железо	1812	1042
Вольфрам	3695	1473
Сталь (средние значения)	1720...1795	1258
Никель	1726	956

Данные способы контроля наблюдаемых объектов позволяют осуществлять видеоконтроль технологических процессов и термообстановки изделий ракетно-космической техники, а также измерять температуру термонагруженных областей удаленным бесконтактным методом посредством видеокамер при существенном сокращении информационного потока, поступающего от изделия на наземную приемную станцию по каналу Борт-Земля.

**Новизна:**

1. Предложено преобразовать систему видеоконтроля в измерительную систему.

2. Система видеоконтроля дополняется математическим аппаратом на борту космического объекта и на наземной приемной станции, для которых разрабатывается:

- алгоритм видеоконтроля технологических процессов изделий ракетно-космической техники,
- алгоритм вычисления температуры.

**Полученные и ожидаемые результаты.** На настоящий момент выполнены следующие работы:

- определен облик термо-видеотелеметрической системы,
- разработаны общие электрические схемы системы видеоконтроля,
- разработана схема макета системы видеоконтроля,
- разработаны принципиальные электрические схемы плат составных частей системы видеоконтроля,
- разработаны технологические перечни составных частей,
- проведено макетирования системы видеоконтроля,
- доработано программное обеспечение передающего устройства и приемной станции,
- разработан корпус для видеокамеры отечественного производства,
- разработаны варианты защиты видеокамер,

а также выполняются следующие работы:

- разработка текстовой документации для системы видеоконтроля,
- разработка технологического процесса для изготовления системы видеоконтроля,
- проработка элементной базы для термо-видеотелетрической системы,
- определение облика калибровочного стенда ТВТС для измерения температуры.

## **ТЕХНОЛОГИЯ ПОЛУЧЕНИЯ И РЕМОНТА ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПОМОЩЬЮ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО ПЛАВЛЕНИЯ С ПОСЛЕДУЮЩЕЙ ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКОЙ**

**А. С. Лещева**

*Казанский национальный исследовательский технический университет  
им. А.Н. Туполева – КАИ*

На сегодняшний день существует проблема быстрого износа лопаток газотурбинного двигателя (ГТД), так как они работают при высоких температурах, а также при постоянной нагрузке. В процессе их службы у них начинается деградация структуры - зарождаются трещины на границах зерен, возникают усталостные дефекты. Поэтому существует проблема, которая связана с поиском оптимальной технологии, позволяющая управлять структурой лопатки, а также снизить образование трещин, появляющихся в процессе ее эксплуатации.

Цель работы заключается в разработке метода, который позволит получить лопатки ГТД с более высокими прочностными характеристиками, которые впоследствии увеличат срок службы лопаток. При этом получить их не традиционной технологией отливки металла, а современной технологией аддитивного производства, методом селективного лазерного плавления (SLM), с последующей термической обработкой, которая позволит увеличить твердость детали как минимум на 30%, тем самым увеличит ее прочность.

В качестве материала для выращивания был выбран мелкодисперсный порошок из нержавеющей стали РН1. Он отличается высокой прочностью и коррозионной стойкостью.

Кроме этого, данный вид порошка имеет следующие технические параметры: предельная прочность на растяжение составляет 1380 МПа; предел текучести равен 1050 МПа; относительное удлинение составляет 16%.

Проведя литературный обзор зарубежной и отечественной литературы, были подобраны режимы термической обработки, которые могли бы повысить твердость материала. В результате проведения данных экспериментов, было установлено, что выдержка в печи при 500 °С в течение 1 часа позволяет повы-

сильно твердость на 30%, увеличить также механические свойства образца. Также было выявлено, что более длительная выдержка, в течение 90 мин, в печи при той же температуре отрицательно влияет на структуру образца, в некоторых местах она стала не просматриваемой, поэтому невозможно было точно исследовать ее.

В среднем, все прочностные характеристики лопаток, изготовленных методом селективного лазерного выращивания, на 2-12% превышают значения литых лопаток. Происходит это ввиду мелкодисперсной структуры, получаемой данным методом, путем быстрого охлаждения. Быстрое охлаждение обеспечивает зарождение твердой фазы, кристаллы, образующиеся в процессе затвердевания на каждом зародыше, соприкасаясь, препятствуют дальнейшему росту, обеспечивая мелкозернистую структуру. Такая образовавшаяся кристаллическая решетка является барьером для зарождения дислокаций.

Для обеспечения более точных данных необходимо продолжить исследование, чтобы можно было установить некую зависимость между режимом термической обработки и ее влиянием на получаемые свойства изделий.

*Научный руководитель – к.т.н., доцент А. И. Горунов.*

УДК 621.791.722

## **РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ И ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВОЙ СВАРКИ В ОБЩЕМ ВАКУУМЕ КРУПНОГАБАРИТНЫХ КОРПУСНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

**Р. В. Машко, И. И. Витол**

*ФГУП «НПО «Техномаш», Москва*

В настоящее время электронно-лучевая сварка (ЭЛС) является незаменимым технологическим процессом в таких наукоемких отраслях промышленности как самолетостроение и аэрокосмическая техника. Повышение требований к качеству сварных швов, эффективности и надежности сварочного оборудования, учитывая физический и моральный износ действующего оборудования для ЭЛС, а также изменение геометрических параметров изделий ракетно-космической техники (РКТ) и применение перспективных высокопрочных алюминиевых сплавов, требует разработки новых, современных образцов оборудования для ЭЛС для изготовления крупногабаритных корпусных конструкций изделий РКТ. Разработка современного оборудования для ЭЛС позволит повысить механические свойства сварных соединений, уменьшить удельные массогабаритные характеристики корпусных элементов изделий РКТ и снизить



энергозатраты на производство и себестоимость изготовления крупногабаритных корпусных конструкций ракет-носителей (РН).

Целью данной работы является разработка новой, высокоэффективной технологии и универсальной установки общего вакуумирования для ЭЛС, обеспечивающей технологическую устойчивость производства перспективных изделий РКТ.

В рамках опытно-конструкторской работы (ОКР) «Глобус» был разработан и изготовлен опытный образец установки ЭЛС (далее – Установка), проведена сборка и отладка Установки. Общий вид Установки приведен на рис. 1.

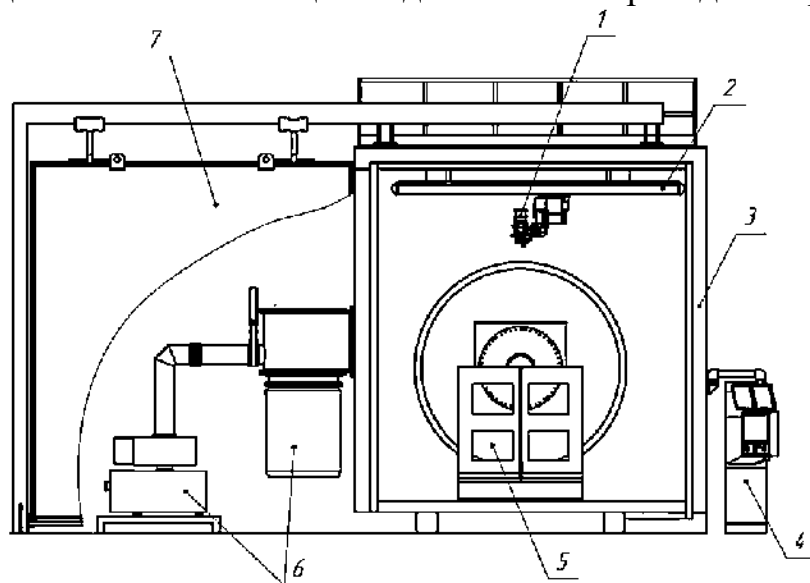


Рисунок 1 – Общий вид опытного образца установки АЭЛТК-135-455:

- 1 – Электронно-лучевая пушка (ЭЛП); 2 – Модуль перемещения ЭЛП; 3 – Вакуумная камера;  
4 – Пульт управления; 5 – Стол глобусный; 6 – Вакуумная система;  
7 – Дверь вакуумной камеры

Установка характеризуется возможностью изготовления крупногабаритных сборочных единиц корпусных элементов РКТ диаметром до 4000 мм, длиной до 4000 мм и обеспечивает сварку продольных и кольцевых швов обечаек, круговых швов врезных фланцев в цилиндрические, конические и сферические оболочки днищ.

Опытный образец установки имеет высокий уровень автоматизации: 8 программируемых координат по перемещению ЭЛП и 4 программируемых параметра по управлению электронным лучом с высокой точностью воспроизведения.

При непосредственном участии авторского коллектива отработана технология ЭЛС корпусных сборочных единиц изделия РКТ, получены рекомендуемые режимы ЭЛС для разных типов сборочных единиц и проведена ЭЛС нескольких товарных сборочных единиц.

Данное оборудование внедрено и успешно работает на предприятии Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос» АО «Красмаш» выпускающего военную и специальную технику.

Результаты данной работы позволили:

- уйти от неэффективных, трудоемких, энерго- и материальнозатратных технологий изготовления изделий РКТ;
- повысить производительность предприятия, задействованного в производстве изделий РКТ;
- снизить массу и себестоимость изготовления крупногабаритных корпусных конструкций перспективных РН.

### **Библиографический список**

1. ОСТ 92-1151-81. Сварка электронно-лучевая деталей из металлов и сплавов. Технические требования. Москва, 1981.
2. РД 24.949.04-90. Сварка электронно-лучевая изделий тяжелого машиностроения. Технические требования. Москва, 1990.
3. Электронно-лучевая сварка / О. К. Назаренко, А. А. Кайдалов, С. Н. Ковбасенко и др./ Под. ред. Б.Е. Патона. Киев: Наукова думка, 1987.

## **ОТРАБОТКА НОВЫХ МЕТОДОВ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ НА ЭЛЕМЕНТАХ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

**А. А. Мильяченко**

*ФГУП «НПО «Техномаш», Москва*

Объектом исследования являлись элементы конструкции проектируемого перспективного космического аппарата.

Цель – анализ фрагментов элементов конструкции на предмет возможности их оптимального применения для отработки методов неразрушающего контроля (НК), отработка методов НК.

Возможность оптимального применения фрагментов для отработки методов НК рассматривалась с позиций возможности применения известных методов НК и их аппаратурного обеспечения в современной реализации.

При отработке методов НК применялись малораспространенные в ракетно-космической промышленности методы шерографии и активной термографии.

Проведен анализ образцов на предмет их оптимального применения для отработки методов НК, который показал, что представленные Заказчиком образцы не оптимальны. Предложена и проведена доработка образцов путем выполнения в них дополнительных искусственных дефектов (ИД). ИД представляют собой кружки разных диаметров из фторопластовой пленки, заложенные в различные клеевые соединения: обшивки трехслойной панели с сотовым наполнителем, с вкладышами (металлическим и неметаллическим), со шпангоутом.

Для проведения обработки НК методом шерографии применена система шерографии Steinbichler ISISmobile 3100 (Германия).

В ходе обработки шерографии установлено оптимальное время нагружения контролируемых образцов. Время наблюдения выбрано вручную, перебором доступных комбинаций изображений после нагружения. Установлено, что методом шерографии не выявляются дефекты, заложенные заказчиком в части образцов. Дополнительно заложенные ИД в образцах выявлены.

В целях проведения обработки НК активным тепловым методом применены система активного теплового контроля NDTherm Orgal (Израиль), а также экспериментальная установка активного теплового контроля Томского политехнического института.

Тепловое воздействие в процессе активного теплового контроля на установке Orgal фирмы NDTherm осуществлялось с помощью галогеновых ламп.

Тепловое воздействие в процессе активного теплового контроля на экспериментальной установке активного теплового контроля Томского политехнического института осуществлялось с помощью галогеновых ламп, импульсных ламп, термоэлектрических нагревателей, ультразвукового воздействия.

Результаты, полученные в ходе обработки метода, представлены заказчику в виде таблиц содержащих сведения о режиме контроля, полученные изображения, краткую характеристику примененной цифровой обработки изображений.

В результате выполнения работ получены следующие результаты:

Экспериментальное опробование метода шерографии на образцах дало положительные результаты при контроле непрочлея сотового заполнителя к обшивке на фрагменте трехслойной панели с вкладышем аэродинамической оболочки, фрагменте трехслойной панели солнечной батареи.

Отрицательные результаты получены на образцах трехслойной панели с вкладышем лобового теплозащитного экрана, фрагменте трехслойной панели лобового теплозащитного экрана, фрагменте трехслойной панели со шпангоутом лобового теплозащитного экрана.

Экспериментальное опробование метода активной термографии на образцах дало положительные результаты при контроле непрочлея сотового заполнителя к обшивке на фрагменте трехслойной панели с вкладышем лобового теплозащитного экрана, фрагменте трехслойной панели лобового теплозащитного экрана, фрагменте трехслойной панели с вкладышем аэродинамической оболочки, фрагменте трехслойной панели солнечной батареи. Отрицательные результаты получены на фрагменте трехслойной панели со шпангоутом лобового теплозащитного экрана.

**ТЕХНОЛОГИЯ ЛАЗЕРНОЙ СВАРКИ ДЕТАЛЕЙ УЗЛОВ ЖРД**

**И. С. Моключенко, С. А. Кочергин, А. И. Белавин,  
А. С. Фадин, Е. М. Хрушкова**

*ФГУП «НПО «Техномаш», Москва*

Лазерные технологии находят широкое применение в различных отраслях промышленности, в том числе и ракетно-космической. Лазерное излучение обладает уникальными характеристиками. Высокая интенсивность и монохроматичность лазерных пучков, возможность достижения высоких значений мощности и плотности потока энергии делают его незаменимым при проведении технологических процессов. Лазерное излучение имеет высокую степень фокусировки, что обеспечивает большую концентрацию энергии и практическое отсутствие деформации свариваемых элементов за счет высоких скоростей нагрева и охлаждения [1 – 2].

Однако применение лазерной сварки связано с рядом технологических трудностей, в том числе обеспечение высоких требований к качеству сборки и защиты сварных соединений от окисления. При нарушении технологии сварки возможно образование дефектов: непроваров, трещин, газовых включений пор и др., выявление которых и их последующее устранение являются важной технологической задачей. Для ее решения предприятием ФГУП «НПО «Техномаш» разработан и изготовлен опытный образец специального технологического оборудования для лазерной сварки деталей узлов ЖРД (жидкостных ракетных двигателей) с последующим контролем качества сварных соединений ультразвуковым методом. Опытный образец выполнен на базе иттербиевого волоконного лазера «ЛС-5», работающего как в непрерывном, так и модулируемом режиме и обеспечивающего высокое качество выходной мощности [3].

Разработанная технология позволяет за один установ свариваемых деталей выполнять процесс лазерной сварки, выявлять дефекты в виде непроваров и пор, и в случае их выявления осуществлять подварку сварного шва.

Для повышения качества сварных соединений разработано и изготовлено устройство для защиты от окисления кольцевых сварных швов на основе ирисовой диафрагмы. Сварка деталей осуществляется в среде защитного газа, который покрывает всю зону сварного шва, в том числе остывающие участки. Получен патент на полезную модель № 157429.

Также была разработана и изготовлена специальная оправка для сварки форсунки ЖРД, позволяющая выполнить лазерную сварку двух кольцевых швов с замковым и торцевым соединениями без переналадки. Специально разработанная конструкция оправки обеспечивает необходимое качество сборки деталей форсунки под лазерную сварку и газовую защиту шва торцевого со-

единения от окисления. На данное устройство получен патент на полезную модель № 142198.

На опытном образце специального технологического оборудования с использованием данных устройств произведена отработка технологии лазерной сварки деталей узлов ЖРД и неразрушающего контроля. Проведены рентгенографический анализ, металлографические исследования и механические испытания сваренных образцов.

На основании полученных результатов сделан вывод о том, что технология лазерной сварки форсунок ЖРД позволяет получать качественные сварные соединения.

### **Библиографический список**

1. Григорьянц А. Г., Шиганов И. Н., Мисюров А. И. Технологические процессы лазерной обработки: М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. 663 с.
2. Григорьянц А. Г., Грезев А. Н., Грезев Н. В. Лазерная сварка сталей, применяемых в трубной металлургии // Технология машиностроения, 2005, № 10. С. 32 – 37.
3. Межевов В. С., Петровский В. Н. Обработка материалов с помощью мощных волоконных лазеров // РИТМ, 2008, №34. С. 49 – 50.

## **РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ЗАМКНУТОГО ЦИКЛА ПРОИЗВОДСТВА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА БАЗЕ МОНТАЖНО-ИСПЫТАТЕЛЬНОГО КОРПУСА**

**Г. А. Павлова, А. В. Соловьев**

*АО «Информационные спутниковые системы»  
имени академика М.Ф. Решетнева»*

В настоящее время в АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева» реализуется программа «Реконструкция и техническое перевооружение сборочного и испытательного производства», в рамках которой ведется строительство нового монтажно-испытательного корпуса (МИК).

МИК предназначен для проведения полного замкнутого цикла сборочно-монтажных и испытательных работ при производстве КА. Возведение корпуса ведется в два этапа. В состав первой очереди строительства корпуса входят: цех поузловой и общей сборки КА и систем, участок настройки антенно-фидерных систем КА, участок сборки механических систем КА, оборудование для балансировки КА, компактный полигон на базе безэховой камеры для измерений радиотехнических параметров полезной нагрузки КА и антенн автономно. В состав второй очереди строительства корпуса входят: комплекс испытаний на механические воздействия КА и систем, комплекс термовакуумных испытаний

КА и систем, цех электрорадиоиспытаний КА и систем. Перечисленный состав производственных мощностей МИК обуславливается следующим маршрутно-технологическим процессом сборки и испытаний КА (укрупненно):

- входной контроль покупных комплектующих изделий;
- сборка крупногабаритных и трансформируемых рефлекторов (КТР) КА;
- сборка, электрические испытания модуля служебных систем (МСС) КА;
- сборка, автономные электрические испытания модуля полезной нагрузки (МПН) КА;
- интеграция МСС и ПН на участке общей сборки;
- электрические испытания КА перед испытаниями на механические воздействия;
- тепловые (термобалансные и термовакуумные) испытания;
- испытания на механические воздействия;
- электрические испытания КА после испытаний на механические воздействия;
- высокочастотные испытания КА;
- заключительные операции с КА, подготовка к упаковке и транспортировке КА на полигон.

В настоящее время в АО «ИСС» ввиду размещения сборочных и испытательных производственных площадей в разных корпусах приведенный техпроцесс сборки и испытаний КА требует, в среднем, около 40 транспортировок изделия, из них порядка 15 – межцеховые транспортировки. Выполнение транспортной операции по перемещению КА между различными корпусами (межцеховые транспортировки) – операция длительностью до двух суток. В этом периоде время затрачивается на подготовку изделия к транспортировке, контроль исходного состояния изделия после транспортировки, комиссионный внешний осмотр и т.д. Дополнительной работой, выполняемой на определенных этапах межцеховой транспортировки, является запись механических нагрузок, воздействующих на КА.

Высокая концентрация существующих рабочих мест в действующих корпусах АО «ИСС» накладывает дополнительные ограничения при подготовке к транспортировке в связи технологической занятостью путей перемещения объекта изготовления к требуемому рабочему месту. Эти пути пересекаются с другими путями объектов, транспортируемых на свои рабочие места, что также вносит логистические и временные издержки.

Необходимо также отдельно выделить межцеховую транспортировку между различными площадками общества – корпуса расположены на удалении 3 км друг от друга. Решение этой задачи влечет за собой дополнительные логистические, экономические и временные затраты, в связи с тем, что изделие необходимо перемещать через черту города за пределами предприятия. Выполнение такой операции может превысить двое суток.

Полный ввод МИК в эксплуатацию приведет к концентрации производственных мощностей в одном корпусе и созданию замкнутого цикла производ-

ства КА, что позволит полностью исключить межцеховые транспортировки и приведет к значительному сокращению временных, логистических, организационных и экономических издержек, повлияет на качество выпускаемой продукции, а также положительно скажется на рационализации процесса производства КА в целом.

Помимо территориального обособления производственных площадей для обеспечения замкнутого цикла изготовления КА строительство МИК решает глобальные задачи перевооружения производства: оснащение современным оборудованием и развитие технологий испытаний, в частности принципиально новых подходов к проведению:

1) высокочастотных испытаний (ВЧИ) КА на базе уникального автоматизированного вычислительного комплекса для измерений радиотехнических характеристик, размещенного в безэховой камере, так называемого компактного полигона. Проведение измерений в свободном пространстве с имитацией дальней зоны средствами двухзеркального компактного полигона требует освоения новых методик измерений, разработки уникальных средств технологического оснащения и является перспективной инженерно-технической и технологической задачей в рамках создания специализированного рабочего места (СРМ) ВЧИ КА.

2) комплексных электрических испытаний (КЭИ) КА без строительства специальных сооружений – ступелей. В настоящее время практически все рабочие места комплексных электрических испытаний представляют собой специальное сооружение – ступель. Ступели используются по причине размещения рабочих мест КЭИ в зданиях, не оборудованных современными системами вентиляции с очисткой воздуха, системами отдельного защитного и технологического заземления, использования материалов, не соответствующих критериям применимости в чистых помещениях. В связи с этим, для выполнения всех современных требований нормативно-технической документации изготовления изделий РКТ необходимо организовывать локальные закрытые рабочие места – ступели. Это несет дополнительные экономические, организационные и временные издержки.

Во второй половине 2018 г. введена в эксплуатацию первая очередь строительства МИК. Развернуты рабочие места поузловой и общей сборки КА, участок сборки механических систем КА, участок настройки антенно-фидерных устройств КА. Ведутся работы по созданию СРМ ВЧИ на базе компактного полигона, СРМ входного контроля, сборки и автономных испытаний МПН, в рамках которых осуществляется разработка средств технологического оснащения, РМ дооснащаются необходимыми инженерными коммуникациями

Ввод второй очереди монтажно-испытательного корпуса в эксплуатацию позволит отработать безступельную технологию испытаний перспективных КА, так как рабочие места комплексных испытаний будут расположены в едином производственном пространстве, отвечающем всем современным требованиям. Концепция безступельных испытаний КА заключается в размещении КА

и всего испытательного оборудования в непосредственной близости к объекту испытаний на одной отметке в высотном пролете корпуса. Запроектированный усиленный фальшпол на рабочих местах КЭИ КА в МИК обеспечит возможность скрытого подвода кабельной сети к изделию. В зависимости от конфигурации антенн и КТР КА его расположение на РМ может быть горизонтальным или вертикальным. Для доступа к любой точке конструкции изделия будет использоваться подъемное оборудование (подъемники самоходные телескопического типа, столы гидравлические подъемные ножничного типа), а также требуется проектирование специальных средств технологического оснащения (легких сборно-разборных подкатных конструкций из конструкционного профиля). Внедрение безстапельной технологии проведения комплексных электрических испытаний приведет к сокращению временных и экономических издержек.

При изготовлении изделия в границах единого монтажно-испытательного корпуса АО «ИСС» комплексно решает целый ряд поставленных перед собой задач:

1. Освоение новых технологий производства и повышение качества изготавливаемой продукции – производство сконцентрировано в едином помещении, отвечающим всем современным требованиям при изготовлении;
2. Обеспечение контрактных сроков изготавливаемой продукции – сокращение логистических, организационных, временных издержек;
3. Поступательное снижение конечной цены изготавливаемой продукции за счет сокращения экономических издержек.

## **ВОЗМОЖНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЭКОНОМНО ЛЕГИРОВАННОГО ПРИПОЯ ПМ 17 ДЛЯ ПАЙКИ МЕДНО- СТАЛЬНЫХ УЗЛОВ «ГОРЯЧИХ» АГРЕГАТОВ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ РН «АНГАРА»**

**С. Н. Подгорнов**

*«ВМЗ» – филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»*

В настоящее время для пайки медно-стальных сборочных единиц «горячих» агрегатов жидкостных ракетных двигателей РН «Ангара» в качестве припоя используется многослойное гальваническое покрытие. Качество паяного соединения в этих условиях полностью зависит от процесса гальванического нанесения припоя и определяется химическим составом ванны, качеством применяемых химикатов, температурой окружающей среды, временем нанесения покрытия, постоянством силы тока и напряжения в электросети. В производственных условиях указанные параметры не всегда обеспечивают достаточную стабильность технологического процесса, что соответственно может влиять на формирование качественного паяного соединения. Пайка при этих условиях осу-



ществляется за счет контактного плавления покрытий нанесенных на внутреннюю и наружную стенки. Температура начала и конца контактного плавления в процессе пайки зависит от процентного содержания химических элементов покрытий в зоне соединения, т. е. от соотношения толщины покрытий, что приводит к нестабильности свойств паяного соединения. Необходимо учитывать, что одним из основных условий для обеспечения работоспособности паяных сборочных единиц, кроме высокой прочности паяного соединения, является сохранение высокой теплопроводности огневой стенки, изготовленной из бронзы.

С целью повышения уровня технологии и исключения экологически вредных цианосодержащих электролитов применяемых при нанесении покрытий под пайку, с одновременным повышением прочности паяного соединения необходимо разработать технологический процесс пайки медно-стальных узлов «горячих» агрегатов жидкостных ракетных двигателей РН «Ангара» экономно легированным припоем ПМ 17 вместо пайки через гальваническое покрытие.

Для этого необходимо выполнить следующие работы:

1. Определение изменения концентрации элементов входящих в состав припоя ПМ 17 по толщине огневой стенки и расчет изменения в связи с этим теплопроводности.

2. Выбрать параметры пайки: температура, время выдержки, вакуум, толщина и количество припоя, размеры сопрягаемых деталей.

3. Разработать технологический процесс пайки медно-стальных узлов с использованием припоя ПМ 17. Провести экспериментальные работы на имитаторе. Провести прочностные испытания паяных соединений образцов-имитаторов.

4. Отработать технологический процесс пайки на сборочных единицах «горячих» агрегатов жидкостных ракетных двигателей РН «Ангара». Провести прочностные испытания паяных соединений сборочных единиц.

5. Для внедрения технологии в серийное производство необходимо проведение типовых испытаний медно-стальных узлов «горячих» агрегатов жидкостных ракетных двигателей РН «Ангара», изготовленных с использованием припоя ПМ-17.

По результатам проведенных работ можно сделать вывод:

1. В процессе пайки припоем ПМ17 и через гальваническое покрытие происходит испарение и дальнейшее осаждение на внутренней поверхности огневой стенки марганца и серебра.

2. В результате последующей диффузии марганца глубина его проникновения в огневую стенку достигает 160 мкм, а концентрация на глубине до 100 мкм находится в диапазоне 3 – 4,7%, диффузия химических элементов гальванических покрытий в процессе пайки происходит на глубину до 50 мкм с максимальной концентрацией 76%.

3. Уменьшение теплопроводности бронзы за счет диффузии марганца при использовании припоя ПМ17 приводит к увеличению температуры огневой стенки на ~17 градусов. В предельном случае, когда теплопроводность бронзы

на всю глубину проникновения марганца (150 мкм) составляет 42% от теплопроводности чистой бронзы, расчетная температура огневой поверхности стенки КС увеличивается на ~31 градус и составляет ~1027°C. Максимальная температура дна канала охлаждения во всех вариантах расчетов практически не изменяется и составляет ~442 – 449°C.

4. Давление разрушения сборочных единиц «горячих» агрегатов жидкостных ракетных двигателей РН «Ангара» спаянных с применением припоя ПМ-17 увеличилось более чем в 1,4 раза по сравнению с узлами спаянными через гальваническое покрытие. Использование припоя ПМ17 позволяет получить более высокую прочность паяных соединений.

С целью оценки эффективности и целесообразности уточнения конструкторской документации и внедрения технологии пайки медно-стальных узлов припоем ПМ-17 проведены типовые испытания узлов «горячих» агрегатов жидкостных ракетных двигателей РН «Ангара». Испытания проводились в объеме, установленном конструкторской документацией под контролем ВП МО РФ. Сборочные единицы в процессе испытаний после пайки без замечаний прошли рентгеноконтроль на отсутствие дефектов пайки, пневмоиспытания и гидропролив. Затем подвергнуты циклическим гидроиспытаниям и испытаниям до разрушения. В обоих случаях разрушения паяных соединений при испытаниях не произошло, разрушение проходило по технологическим сварным швам и основному материалу коллекторов.

Металлографическим исследованием сборочных единиц установлено, что качество паяных швов медно-стальных узлов КС двигателя РД191 выполненных с использованием припоя ПМ-17 удовлетворительно и соответствует требованиям конструкторской документации и ОСТ 92-1190-88.

Дополнительным исследованием образцов вырезанных после типовых испытаний ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» подтверждено ранее полученное количественное содержание и распределение марганца в огневой стенке камеры.

На основании проведенных работ совместно с разработчиком оформлено техническое решение о порядке изготовления узлов с использованием припоя ПМ-17. В сентябре 2019 года запланировано проведение огневых (квалификационных) испытаний первого двигателя (в объеме КТИ, ППИ, СПИ), укомплектованного камерой, изготовленной с применением припоя ПМ-17, во втором квартале 2020 года запланировано проведение огневых испытаний второго двигателя. При положительных результатах огневых испытаний будет уточнена конструкторская документация, а также принято решение о внедрении технологии пайки медно-стальных узлов припоем ПМ-17 и на другие ЖРД.

## МЕТОДИКА МОДЕЛИРОВАНИЯ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ КРУПНОГАБАРИТНОЙ МНОГОСЛОЙНОЙ КОНСТРУКЦИИ ИЗ РАЗНОРОДНЫХ МАТЕРИАЛОВ

Е. Н. Рогожникова

*ПАО «Научно-производственное объединение «Искра»*

В настоящее время композиционные материалы (КМ) на полимерных и металлических матрицах находят все более широкое применение в различных отраслях промышленности в качестве конструкционных материалов. Традиционно композиты применяют в крупногабаритных конструкциях в виде гладких оболочек (корпуса ПЛ, обшивки планера самолета, панели пола пассажирского салона) или протяженных балок.

Для эффективного применения ПКМ в таких конструкциях необходимо решение ряда задач механики деформируемого твердого тела (МДТТ). Во-первых, выбор оптимальной схемы армирования основной части детали из ПКМ, позволяющей наиболее полно реализовать механические свойства композита для различных вариантов эксплуатационных нагрузок [1-6]. Во-вторых, детальный анализ напряженного состояния в наиболее нагруженных зонах конструкции со сложной геометрией армирования. Как правило, такие зоны соответствуют узлам стыков, участкам технологических переходов, соединений различных поверхностей при формовании стенок сложной геометрии. Такие области априори могут считаться слабым звеном конструкции, т. к. наиболее подвержены межслоевому разрушению из-за низкой межслоевой и контактной прочности ПКМ, кроме того, в этих зонах повышается вероятность появления технологических дефектов [1]. В узлах стыков и соединений деталей из ПКМ с металлическими закладными элементами часто используют дополнительные материалы со специальными свойствами, например, обладающие повышенной твердостью и износостойкостью, высокой прочностью на смятие и срез или наоборот высокой податливостью и демпфирующими свойствами [2].

Объектом настоящих исследований является крупногабаритная многослойная конструкция из разнородных материалов (рис. 1), в том числе, и композиционных, находящаяся под действием внутреннего давления.



Рисунок 1 – Общий вид крупногабаритной многослойной конструкции

Конструкция содержит силовую оболочку (1) с металлическими фланцами (2, 3) (рис. 2), которые установлены по полюсным отверстиям переднего и заднего днища. Силовая оболочка выполнена из органопластика с теплозащитным покрытием (4) из резиноподобного материала.

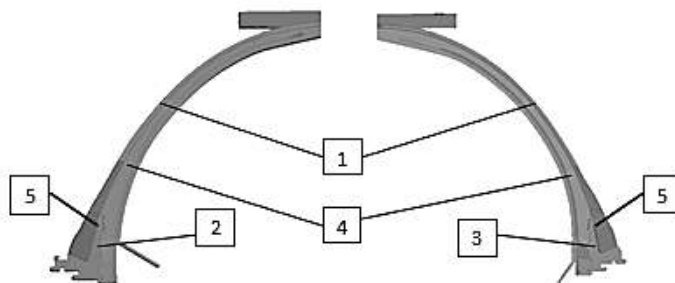


Рисунок 2 – Конструкция переднего и заднего днища в разрезе

Между резиновым покрытием (4) и оболочкой (1) с титановыми фланцами в днищах выполнены кольцевые зоны раскрепления. Фланцы скреплены с силовой оболочкой упруго-эластичными прокладками (5).

Во время проведения гидроиспытаний рассматриваемой крупногабаритной многослойной конструкции ее оболочка (1) находится в сложном напряженно-деформированном состоянии, характеризующимся изменением размеров поверхностей и толщин по отношению к исходным геометрическим размерам, в результате чего между оболочкой (1) и фланцами (2, 3) предполагается стесненный сдвиг в меридиональном направлении. Как правило, данные области представляют особый интерес при расчете НДС конструкции в целом [7 – 9].

Настоящее исследование посвящено разработке и верификации численных моделей по расчету НДС крупногабаритной многослойной конструкции из разнородных материалов.

Для проведения численного расчета НДС крупногабаритной многослойной конструкции из разнородных материалов были построены три геометрические модели в специализированном инженерном пакете CAD-систем.

Для модели 1, силовые оболочки 1 и 2 (рис. 3) содержат набор скрепленный полимерной матрицей, построенных в соответствии со схемой армирования конструкции.

На рисунке 4 представлен общий вид геометрической модели 1 (район фланца переднего днища)

При переходе от модели 1 к моделям 2 и 3 для прогнозирования механических свойств композитов используются математические модели и компьютерные программы для упругих механических свойств однонаправленного и слоистого композиционного материала.

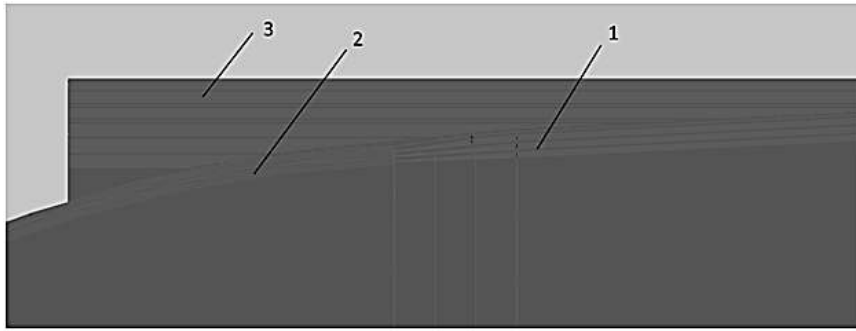


Рисунок 3 – Общий вид геометрической модели силовых оболочек:  
 1 – силовая оболочка цилиндрической части, 2 – силовая оболочка переднего днища,  
 3 – силовая оболочка узла стыковки

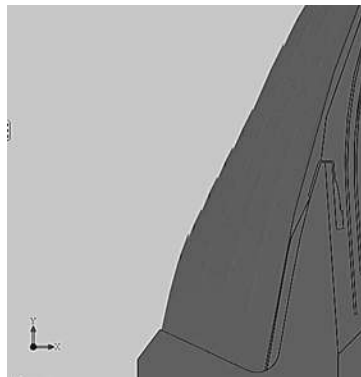


Рисунок 4 – Геометрическая модель 1

В соответствии с методом локального приближения и математической постановкой задачи для прогнозирования упругих механических свойств волокнистых композитов рассматривались краевые задачи для фрагментов структурно-неоднородной среды. В качестве моделей рассматривались структуры с тетрагональной и гексагональной укладкой волокон (рис. 5, 6).

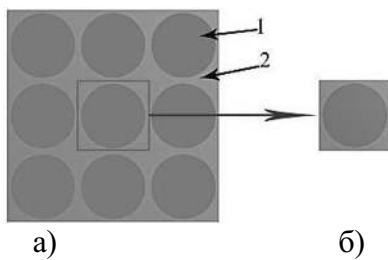


Рисунок 5 – Модель с тетрагональной укладкой волокон:  
 а – представительный объем,  
 б – ячейка периодичности;  
 1 – волокно, 2 – связующее

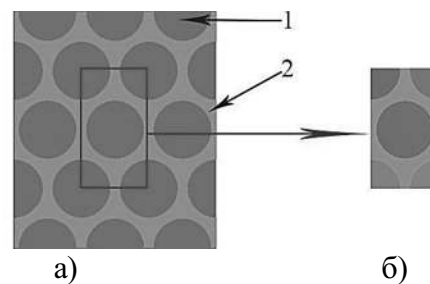


Рисунок 6 – Модель с гексагональной укладкой волокон:  
 а – представительный объем,  
 б – ячейка периодичности;  
 1 – волокно, 2 – связующее

Решение краевых задач для моделей осуществлялось на фрагментах, содержащих одно волокно в центре и ближайший слой окружения (рис. 5, 6). Для

текстильного композита рассматривался фрагмент, содержащий одну элементарную ячейку переплетения в центре и девять ячеек переплетения, непосредственно окружающих центральную ячейку (рис. 7).

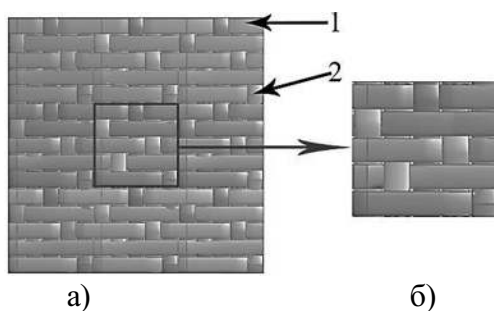


Рисунок 7 – Текстильный КМ: а – представительный объем, б – ячейка периодичности; 1 – основная нить, 2 – уточная нить

Для получения свойств многослойной конструкции использовались модули расчета эффективных упругих характеристик слоистых пакетов, секторов крупногабаритной многослойной конструкции из разнородных материалов. Построенные слоистые модели из стеклопластика и органопластика приведены на рисунке 8.

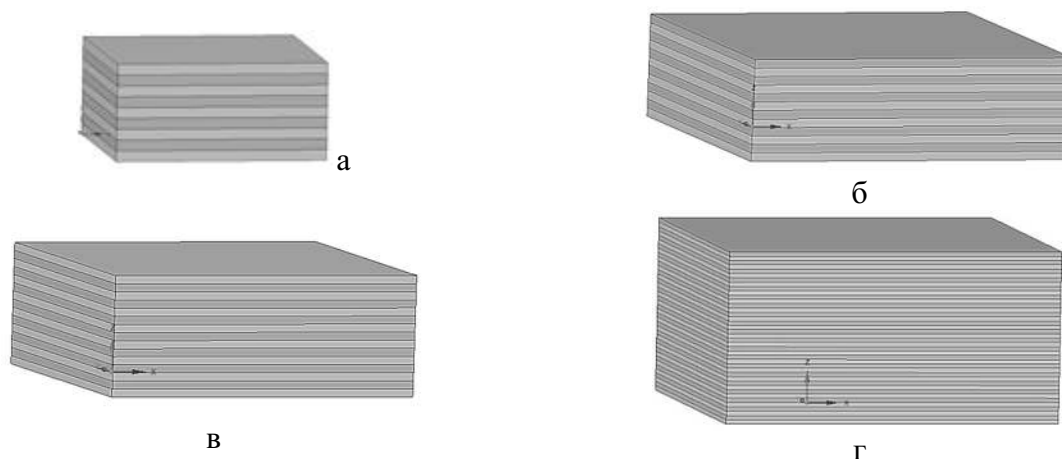


Рисунок 8 – Слоистый пакет из органопластика: а – девять слоев с углами укладки  $[24/156]$  и  $[28/152]$ , б – двенадцать слоев с углами укладки  $[23/157]$ , в – пятнадцать слоев углами укладки  $[34/146]$ , г – тридцать девять слоев с углами укладки  $[+90/-90]$

Таким образом, геометрическая модель 2 отличается от геометрической модели 1 детализацией конструкции силовой оболочки из органопластика. В отличие от геометрии 1, во второй модели конструкция силовой оболочки представляет собой сплошное твердое тело, разбитое на секторы с характерными углами намотки (1 – угол намотки  $90^0$ ; 2 - угол намотки  $34^0/146^0$ ; 3 - угол намотки  $28^0/152^0$ ; 4 - угол намотки  $24^0/156^0$ ). Таким образом, в модель заложена возможность учета изменения угла намотки через усредненную жесткость пакета, которая будет определена для каждого сектора силовой оболочки. Все геометрические характеристики модели 2 соответствуют геометрическим характеристикам модели 1. На рисунке 9 представлен общий вид геометрической модели 2.

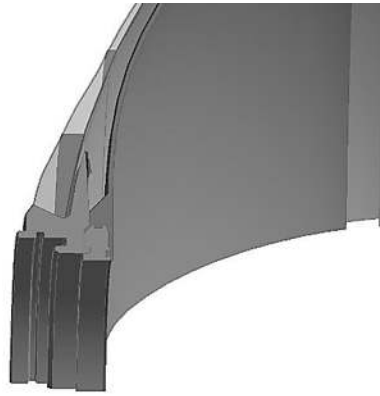


Рисунок 9 – Общий вид геометрической модели 2

Получив результаты НДС модели 2, осуществлялся переход к исследованию дефектов и созданию модели 3 с разной степенью детализации с поддержкой САД параметризации. Выделялась интересующая область и в модель 2 включался дефект типа расслоение. На модели 3 изучалось влияние жесткости на прочность конструкции при воздействии внутреннего распределенного давления.

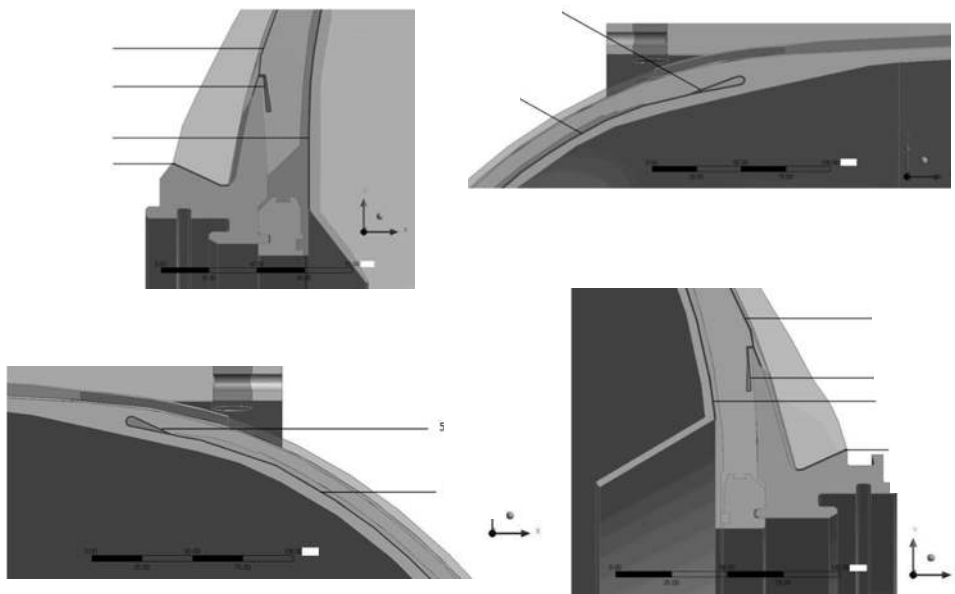


Рисунок 6 – Схема областей с раскреплениями: 1 – контакт без трения между намоткой силовой оболочки и фланцем; 2 – контакт без трения между манжетой и внутренней частью резиновой прослойки; 3 – контакт без трения между закладным элементом из фторопласта и резиновой прослойки; 4 – контакт без трения между «шляпой» и вспомогательными слоями резиновой прослойки; 5 – контакт без трения между закладным жгутом из капрона и внутренней частью резиновой прослойки

В областях соприкосновения скрепленных элементов сборки задавался идеальный контакт (*bonded*). В местах «раскреплений» между элементами конструкции задавались контактные граничные условия без трения. Детальная схема областей с раскреплениями, представлена на рисунке 6.

Математическая постановка задачи соответствовала теории упругости анизотропного тела. В вариационной формулировке эта постановка для рассматриваемой неоднородной конструкции заключается в отыскании минимума функционала Лагранжа с дополнительными условиями [10]. Вариация функционала при отсутствии массовых сил имеет вид:

$$\delta J_u = \int_V \varepsilon_{ij} C_{ijkl} \delta \varepsilon_{kl} dV - \int_{S_i} F_i \cdot \delta u_i dS, \quad (1)$$

где  $\varepsilon_{ij}$  и  $\delta \varepsilon_{ij}$  – тензор и вариация тензора деформаций,  $C_{ijkl}$  – тензор упругих модулей,  $\delta u_i$  – вариация вектора перемещений,  $F_i$  – вектор внешних сил.

Многосвязная область  $V$  конструкции имеет внешнюю границу  $S=S_u+S_r$ , на которой заданы силовые и кинематические граничные условия, и состоит из подобластей  $V^{(p)}$ , соответствующих различным материалам ( $p=1$  – органопластик,  $p=2$  – стеклопластик,  $p=3$  – титан,  $p=4$  – резина 1), с межслойной границей  $S_d$ .

Дополнительными условиями для функционала (1) являются геометрические уравнения:

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2}(u_{i,j} + u_{j,i}), \quad (2)$$

Для каждого ортотропного слоя КМ подобласти  $V^{(l)}$  компоненты тензора модулей упругости  $C_{ijkl}^{(l)}$  зависят не только от материала, а так же от его ориентации относительно глобальной системы координат конструкции.

Введем локальную систему координат ортотропного слоя органопластика  $OX_1X_2X_3$ . В ней ось  $OX_1$  совпадает с направлением основы,  $OX_2$  – утка,  $OX_3$  – перпендикулярна плоскости слоя. В установленной локальной системе координат компоненты тензора  $\tilde{C}^{(l)}$  будем определять через технические упругие постоянные слоев по соотношениям [11]:

$$\begin{aligned} C^{(l)}_{1111} &= \frac{1}{E_{22}A} \left( \frac{1}{E_{33}} - \frac{\nu_{23}^2}{E_{22}} \right), & C^{(l)}_{2222} &= \frac{1}{E_{33}A} \left( \frac{1}{E_{11}} - \frac{\nu_{31}^2}{E_{33}} \right), \\ C^{(l)}_{3333} &= \frac{1}{E_{11}A} \left( \frac{1}{E_{22}} - \frac{\nu_{12}^2}{E_{11}} \right), & C^{(l)}_{1122} &= \frac{1}{E_{33}A} \left( \frac{\nu_{31}\nu_{23}}{E_{22}} + \frac{\nu_{12}}{E_{11}} \right), \\ C^{(l)}_{1133} &= \frac{1}{E_{33}A} \left( \frac{\nu_{12}\nu_{23}}{E_{11}} + \frac{\nu_{31}}{E_{33}} \right), & C^{(l)}_{2233} &= \frac{1}{E_{11}A} \left( \frac{\nu_{12}\nu_{31}}{E_{33}} + \frac{\nu_{32}}{E_{22}} \right), \\ C^{(l)}_{2323} &= G^{(l)}_{23}, & C^{(l)}_{1313} &= G^{(l)}_{13}, & C^{(l)}_{1212} &= G^{(l)}_{12}, \\ A &= \frac{1}{E_{11}E_{22}E_{33}} \left( 1 - 2\nu_{12}\nu_{23}\nu_{31} - \frac{E_{11}}{E_{33}}\nu_{31}^2 - \frac{E_{22}}{E_{11}}\nu_{12}^2 - \frac{E_{33}}{E_{22}}\nu_{23}^2 \right). \end{aligned} \quad (3)$$

Для преобразования компонентов тензора  $\tilde{C}^{(l)}$  из локальной системы координат в глобальную используется формула:

$$C^{(l)}_{i'j'k'l'} = C^{(l)}_{ijkl} \alpha_{i'i} \alpha_{j'j} \alpha_{k'k} \alpha_{l'l}, \quad (4)$$

где  $\alpha_{i'i}$  – матрица косинусов углов между направлением осей локальной и глобальной систем координат для каждого слоя.



$Ox_1x_2x_3$  относительно глобальной системы координат конструкции  $Orz\theta$  в рассматриваемой конструкции силовой оболочки, имеются слои с различной ориентацией локальных систем координат в соответствии с углами намотки для соответствующего участка силовой оболочки.

Технические упругие постоянные однонаправленного органопластика, используемые в уравнениях (3), принимались как по результатам испытаний стандартных образцов (для E11, E22, G12), так и по оценочным данным из работ [12]. Свойства резины и титанового сплава взяты из [7, 13] и [14] соответственно.

Рассматриваемые в рамках модели 2 сектора силовой оболочки являются ортотропными и характеризуется девятью независимыми упругими константами: модули Юнга  $E_x, E_y, E_z$ , коэффициенты Пуассона  $\nu_{xy}, \nu_{yz}, \nu_{xz}$ , и модули сдвига  $G_{xy}, G_{yz}, G_{xz}$ . где  $x$  - направление основы,  $y$  - направление утка. Для определения эффективных упругих характеристик секторов были построены 4 представительных объема с соответствующими схемами армирования: 1 –  $90^0$ ; 2 –  $34^0/146^0$ ; 3 –  $28^0/152^0$ ; 4 –  $24^0/156^0$ . Для рассматриваемых представительных объемов реализовано шесть типов экспериментов: растяжение вдоль осей X, Y, Z с целью определения эффективных модулей Юнга и коэффициентов Пуассона и чистый сдвиг в плоскостях XY, XZ, YZ для определения модулей сдвига. Эффективные модули получены методом осреднения по объему [15] по следующим зависимостям:

$$\begin{aligned} E_x^* &= \frac{\langle \sigma_x \rangle}{\varepsilon_x}, & E_y^* &= \frac{\langle \sigma_y \rangle}{\varepsilon_y}, & E_z^* &= \frac{\langle \sigma_z \rangle}{\varepsilon_z}, \\ G_{yz}^* &= \frac{\langle \tau_{yz} \rangle}{\gamma_{yz}}, & G_{xz}^* &= \frac{\langle \tau_{xz} \rangle}{\gamma_{xz}}, \\ \nu_{xy} &= \left| \frac{\varepsilon_y}{\varepsilon_x} \right|, & \nu_{yz} &= \left| \frac{\varepsilon_z}{\varepsilon_y} \right|, & \nu_{xz} &= \left| \frac{\varepsilon_z}{\varepsilon_x} \right|, \end{aligned} \quad (5)$$

где деформации  $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$  и  $\gamma_{ij}$  были predeterminedены в численных экспериментах.

Средние напряжения и деформации определялись по следующим соотношениям:

$$\langle \sigma_{ij} \rangle = \frac{\sum_{k=1}^n \sigma_{ij}^k V^k}{V}, \quad \langle \varepsilon_{ij} \rangle = \frac{\sum_{k=1}^n \varepsilon_{ij}^k V^k}{V}; \quad i, j = x, y, z, \quad (6)$$

где  $n$  – общее количество конечных элементов,  $\sigma_{ij}^k$  – напряжение в конечном элементе,  $\varepsilon_{ij}^k$  – деформация в конечном элементе,  $V^k$  – объем конечного элемента,  $V$  – полный объем модели.

Решение поставленной задачи осуществлялось методом конечных элементов с использованием многопроцессорного программного комплекса. Для лучшей сходимости решения и снижения погрешностей получаемых результатов генерировалась расчетная сетка, ячейки которой имеют призматическую форму. При построении и локальном измельчении сетки не допускались резкие отли-

чия геометрических размеров соседних элементов (более, чем в 2 раза). Максимальный размер элемента для каждого слоя материала составлял 5 мм, минимальный – 0,2 мм. Общее количество конечных элементов составило порядка 75 миллионов для модели 1 и 8 миллионов для модели 2. На рисунке 7 представлен общий вид конечно-элементной модели 1 и 2 в разрезе.

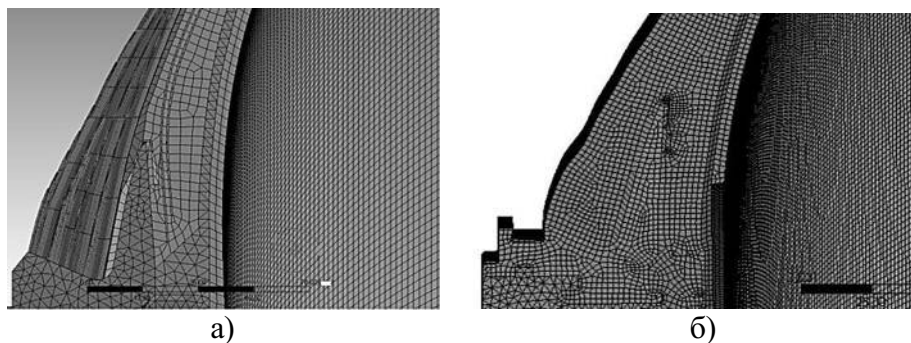


Рисунок 7 – Общий вид конечно-элементной модели 1(а) и 2 (б) в разрезе

Для построенных конечно-элементных моделей разработаны граничные условия, которые соответствуют схеме нагружений и закреплений конструкции при проведении испытаний. Согласно схеме, конструкция располагается вертикально, заднее днище при этом соединено с разгрузочным устройством, крепления переднего днища осуществляется за счет болтового соединения в шпангоуте переднего днища. Полярное отверстие переднего днища оснащено пробкой. Нагружение корпуса осуществляется внутренним избыточным давлением.

По результатам численных расчетов были получены поля распределений напряжений и деформаций (рис. 8, 9) для моделей 1 и 2.



Рисунок 8 – Поля распределения деформации модель 1



Рисунок 9 – Поля распределения деформации модель 2

Анализ полученных результатов выявил, для модели 2 наблюдаются более высокие деформации. Так, для цилиндрической части максимальная разница составила 3%; для переднего днища – 5%, для заднего – 3,7%. Следовательно, при незначительной разнице в получаемых результатах расчета НДС, использование модели 2 позволит значительно сократить время подготовки геометрической модели и времени расчета.

В рамках верификации разработанных математических моделей проводилось сравнение результатов численного моделирования НДС крупногабаритной многослойной конструкции из разнородных материалов с результатами испытаний.

При проведении испытаний с помощью датчиков осуществлялась регистрация радиальных деформаций силовой оболочки.

В таблице 1 представлены результаты испытаний и численных расчетов в контрольных точках.

Таблица 1  
Результаты испытаний и численных расчетов

Номер контрольного датчика	Относительная поперечная деформация $\epsilon$ , $\cdot 10^{-3}$			Погрешность %	
	нат. экс.	модель 1	модель 2	Модель 1	Модель 2
цилиндрической части					
1	3,38	3,45	3,55	2,03	4,79
2	13,41	13,8	14,15	2,32	4,73
3	12,99	13,75	14,11	5,53	7,94
4	13,35	13,79	14,14	3,19	5,45
5	3,61	3,7	3,84	2,43	6
переднего днища					
6	31,55	32,7	34,5	3,52	8,55
7	7	7,4	7,61	5,41	8,02
заднего днища					
8	19,52	20,8	21,59	6,15	9,59
9	5,66	5,69	5,77	0,53	2

Сравнительный анализ полученных результатов выявил, что максимальная погрешность при сравнении с экспериментом наблюдается для модели 1 и модели 2 в области заднего днища и не превышает 6,15% и 9,59% соответственно.

Таким образом, по результатам выполненных работ сформулирована математическая постановка задачи и разработаны три численные модели для расчета напряженно-деформированного состояния (НДС) крупногабаритной многослойной конструкции из разнородных материалов. Разработана схема граничных условий, которая соответствует схеме закреплений при проведении испытаний при различных температурах. В схеме реализована возможность учета технологических напряжений через эквивалентные объемные деформации. Получены новые результаты сравнительного анализа разработанных численных

моделей крупногабаритной многослойной конструкции из разнородных материалов различной степенью детализации силовых оболочек. Применение модели 2 позволит снизить трудоемкости построения твердотельных моделей в 3-4 раза, а время расчета ориентировочно в 10 раз.

### Библиографический список

1. Буланов И. М., Воробей В. В. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 1998. 514 с.
2. Гагауз Ф. М. Проблемы технологии формирования соединительных узлов конструкций летательных аппаратов из композиционных материалов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. Сборник научных трудов. ХАИ. 2012. № 4 (72). С. 15 – 20.
3. Composite Materials Handbook-MIL 17: VOLUME 1. Polymer matrix composites guidelines for characterization of structural materials: Department of defense handbook, 2002. p.586.
4. Конструкции ракетных двигателей на твердом топливе / Л. Н. Лавров, М. И. Соколовский, А.А. Болотов, В.И. Гапаненко. М.: Машиностроение, 1993. 215 с.
5. Образцов И. Ф., Васильев В. В., Бунаков В. А. Оптимальное армирование оболочек вращения из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1977. 144 с.
6. Буланов И. М., Воробей В. В. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 1998. 514 с.
7. Ершова А. А., Ознобишин А. Б. Исследование напряженно-деформированного состояния системы «корпус – резиновая прослойка – заряд» // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2013. № 35. С. 29 – 31.
8. Бульбович Р. В., Павлоградский В. В., Еременко П. П. Расчет напряженно-деформированного состояния тела из упругого ортотропного материала с помощью метода конечных элементов // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2015. № 40. С. 92 – 106.
9. Воробей В. В., Маркин В. Б. Основы технологии и проектирование корпусов ракетных двигателей. Новосибирск: Наука, 2003. 164 с.
10. Абовский Н. П., Андреев Н. П., Деруга А. П. Вариационные принципы теории упругости и теории оболочек. М.: Наука, 1978. 287 с.
11. Скудра А. М., Булавс Ф. Я., Роценс К. А. Ползучесть и статическая усталость армированных пластиков. Рига: Зинатне, 1971. 238 с.
12. Труфанов Н. А., Куимова Е. В., Путилова А. В. Применение метода квазиконстантных операторов с частными аппроксимациями для прогнозирования эффективных термовязкоупругих характеристик однонаправленного органи-

пластика // Вестник Пермского государственного технического университета. 2010. № 3. С. 31 – 48.

13. Дж. С. Дик. Технология резины: Рецептуростроение и испытания: Пер. с англ. / Под ред. В. А. Шершнева. СПб: Научные основы и технологии, 2010. 620 с.

14. Хорев А. И. Теория и практика создания титановых сплавов для перспективных конструкций // Технология машиностроения. 2007. №12. С. 5-13.

15. Anoshkin A. N., Pisarev P. V., Ermakov D. A., Maksimova K. A. Numerical prediction of the elastic characteristics of spatially reinforced composite materials// IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering 286 (2017) 012029 doi:10.1088/1757-899X/286/1/012029.

УДК 621.9.047

## **РАЗРАБОТКА И ВНЕДРЕНИЕ ИМПОРТОЗАМЕЩАЮЩЕЙ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ТИТАНОВЫХ БАЛЛОНОВ**

**А. Ю. Рязанцев, С. С. Юхневич**

*Воронежский механический завод – филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»*

В связи с ухудшением международных отношений между Российской Федерацией и странами НАТО и их союзниками, разработан план мероприятий по импортозамещению комплектующих изделий иностранного производства, изготавливаемых для производства РН «Протон-М», РН «Ангара», РКН «Рокот», РБ «Бриз-М», утвержденный первым заместителем руководителя ФКА А.Н. Ивановым 16.06.2014 и заместителем министра обороны Российской Федерации Ю.И. Борисовым 23.06.2014. Одним из изделий требующим разработки технологии изготовления на производственных базах предприятий РФ, являются титановые баллоны высокого давления объемом 25 л, 130 л. (рис. 1) для РН «Ангара».

На «ВМЗ» - филиале АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» была разработана специализированная оснастка для штамповки, предложен и успешно внедрен инновационный способ формообразования полусфер со схемой штамповки с применением конусного прижима. В случае применения конусного прижима уменьшается угол охвата заготовкой радиуса закругления кромки матрицы, что приводит к снижению меридиональных (растягивающих) напряжений, уменьшению усилия вытяжки сферы, а следовательно, к уменьшению величины утонения центральной зоны полусферы. В результате применения данного способа на «ВМЗ» – филиале АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» удалось получить уменьшение толщины при вытяжке титановых сфер с максимальным утонением 10%, что позволило производить механическую обработку как с внутренней поверхности, так и с наружной [1].



Рисунок 1 – Общий вид титанового шарбаллона

Незначительное изменение толщины профиля и минимальное утонение полусферы при формообразовании, позволяют получать окончательно изготовленную полусферу после механической обработки по профилю, которая выполняется на автоматизированных токарных станках с числовым управлением типа 16К40Ф3 и LD55. Изготовление полусфер по данной технологии дает возможность отказаться от дорогостоящих покупных заготовок, существенно повысить коэффициент использования материала и сократить трудоемкость на механическую обработку.

С целью проведения гидравлических и криогенных испытаний изготовленных погружных титановых баллонов специалистами «ВМЗ» - филиала АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» разработана проектно-сметная документация и изготовлено стендовое оборудование. Для имитации объектовых условий работы с целью удешевления и повышения безопасности испытаний жидкий кислород заменяется жидким азотом, а гелий – азотом высокого давления.

Автоматическая регистрация воспроизводимых характеристик стенда и контроль температуры жидкого азота осуществляется прибором Термодат, к которому подключены соответствующие датчики давления и температуры, и начинается с начала подачи жидкого азота в криобронестакан и заканчивается после сброса давления по окончании испытаний либо после разрушения объекта испытаний [2].

В результате выполненных работ на «ВМЗ» - филиале АО «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» созданы производственные мощности замкнутого цикла по изготовлению титановых баллонов объемом 25 л., 130 л.

### **Библиографический список**

1. Авторское свидетельство № 2635990. Способ штамповки детали полусферической формы из труднодеформируемого титанового сплава ВТ-6С в одном штампе / С. С. Юхневич и др. Опубликовано 17.11.2017.
2. *Рязанцев А. Ю., Кириллов О. Н.* Создание гибких технологических процессов на базе комбинированных методов обработки // Конструктивные особенности и технология изготовления деталей ракетных двигателей нового поколения: сб. науч. трудов. Воронеж: ВМЗ, 2014, с. 132 – 136.

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ АЭРОГАЗОДИНАМИКИ РН КОРОНА ПРИ СТАРТЕ И В ПОЛЕТЕ

Т. А. Кольцова, А. А. Сергеева<sup>1</sup>

<sup>1</sup>АО «Государственный ракетный центр имени академика В. П. Макеева»

Статья посвящена разработке имитационной математической модели и численному моделированию аэрогазодинамических процессов РН КОРОНА при старте с открытой наземной площадки и в полете с использованием средств вычислительной аэрогазодинамики. Маршевый двигатель РН является двигателем внешнего расширения с усеченным центральным телом с вдувом газа в донную область, отличительной особенностью которого является автоподстройка под внешнее атмосферное давление при полете по траектории. Предварительный вдув газа в донную область при старте помогает снизить силовые и температурные воздействия на стартовую площадку и РН (преимущественно в донной области) от отраженных струй. Получены картины течения, силовые и температурные воздействия на стартовую площадку и РН, а также основные аэрогазодинамические характеристики для расчетного случая в полете.

**Введение.** РН КОРОНА – полностью многоразовая, одноступенчатая ракета-носитель вертикального взлета и посадки со стартовой массой до 290 т. Высота на стоянке ~34 м, максимальный диаметр ~10 м. Масса полезной нагрузки, выводимой с территории России, до 6 т. Штатное время подготовки к пуску при условии предыдущего безаварийного полета около суток, экстренное около 4-х-6-ти часов.

Маршевый двигатель (МД) РН КОРОНА разрабатывается как жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) внешнего расширения с модульной камерой сгорания с укороченным центральным телом (ЦТ), по аналогии с [1], с использованием топливной пары кислород и водород [2]. При старте производится предварительный вдув газогенераторного газа в донную область для снижения силовых и температурных воздействий на РН и стартовую площадку. В полете по траектории вдув газа позволяет подстраиваться под внешнее атмосферное давление.

Физическая картина течения в донной области сводится к следующему:

1) при старте РН КОРОНА за счет истечения газа из сопел вдува при большом массовом расходе образуется «воздушная подушка» с давлением  $P_1$ , по которой будет происходить растекание струи из щелевых сопел при большем массовом расходе с давлением  $P_2$ ;

2) при полете внешний поток, обтекающий кормовую часть РН, взаимодействует со струями МД, оказывая влияние на обтекание ЦТ. Такие аэрогазодинамические воздействия не поддаются учету без численного моделирования.

Цель данной работы – численное исследование газодинамических воздействий струй двигателя при старте с учетом выхода МД на режим и с предварительной подачей газогенераторного газа в донную область; численное исследование течения в донной области РН в полете с учетом работающего МД внешнего расширения с ЦТ с подачей газа в донную область, для которого необходимо смоделировать горение топлива. Кроме того, для обоих расчетных случаев необходимо смоделировать работу сопел вдува.

Необходимость данного исследования обусловлена специфичностью маршевого двигателя с усеченным ЦТ, с вдувом газа в донную область. Результаты работы планируется использовать при проведении конструкторских проработок РН КОРОНА.

Стоит отметить, что для расчетного случая, предполагающего численное моделирование аэрогазодинамических процессов в полете, важную роль играет выбор модели горения топлива, поскольку влияет на конечную математическую модель.

**Численное моделирование.** Для проведения численных исследований для каждого расчетного случая использована трехмерная модель РН КОРОНА (рис. 1).

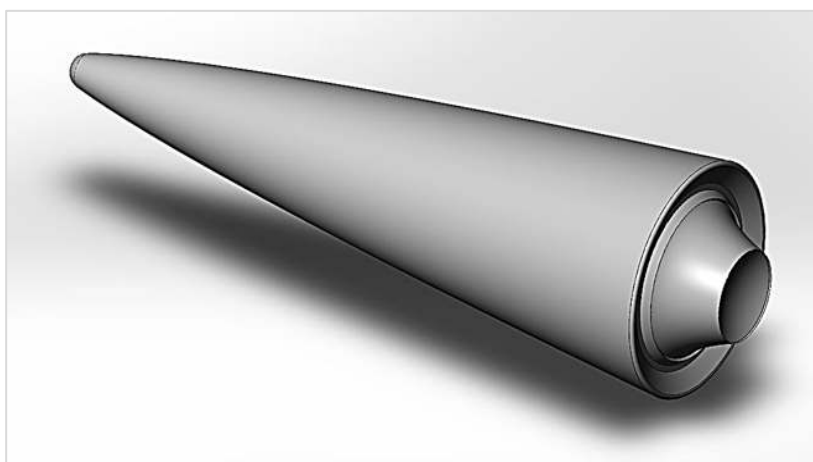


Рисунок 1 – Трехмерная модель РН КОРОНА

Для получения численного решения задачи с учетом осесимметричности РН использована только часть модели и плоскости симметрии, построена тетраэдрическая неструктурированная сетка. Для повышения качества расчета пограничного слоя в донной области на поверхности МД в расчетной сетке использованы призматические приповерхностные слои.

Имитационная математическая модель включает в себя уравнения Навье-Стокса и уравнение для моделирования турбулентности [3]. Для учета химических процессов горения при расчете аэрогазодинамики РН КОРОНА в полете использована модель EDM, наиболее подходящая для заданной топливной пары (кислород-водород).

**Результаты расчетов и их анализ.** В результате численных расчетов получены силовые и тепловые воздействия на днище РН и стартовый стол; величини-



на тяги двигателя и удельного импульса. Разница осредненных по площади давлений в донной области в случаях с работающим и неработающим двигателем составила 13%.

Анализ результатов расчета аэрогазодинамики при старте РН КОРОНА с предварительным вдувом газогенераторного газа показывает снижение силовых и температурных воздействий на стартовую площадку от струй двигателя, а также на саму РН от отраженных струй по сравнению одновременным вдувом газа из щелевых сопел и сопел вдува.

Анализ картины течения около РН КОРОНА в полете показывает, что при взаимодействии со струей МД потока воздуха, обтекающей кормовую часть РН, разворота потока не происходит. Это приводит к уменьшению донного давления, которое передается на ЦТ и снижает тягу двигателя.

С использованием средств вычислительной аэрогазодинамики разработаны имитационные математические модели и проведено численное моделирование процессов аэрогазодинамики РН КОРОНА при старте с открытой наземной площадки и в полете.

### **Библиографический список**

1. *Тимнат И.* Ракетные двигатели на химическом топливе. М.: Мир, 1990. 283 с.
2. *Штехер М. С.* Топлива и рабочие тела ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1976. 304 с.
3. *Юн А. А.* Теория и практика моделирования турбулентных течений с теплообменом, смешением, химическими реакциями и двухфазных течений. М.: 2009.

## **СЕНСИБИЛИЗАЦИЯ И РАСШИРЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКОГО ДИАПАЗОНА СИЛОМОМЕНТНОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ ДИСТАЛЬНОЙ ЧАСТИ КОНЕЧНОСТЕЙ АНТРОПОМОРФНЫХ РОБОТОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ ПРИ ИХ АНАТОМИЧЕСКОЙ ПАРАМЕТРИЗАЦИИ**

**А. Е. Спирин, М. О. Малкин, М. Г. Умнов**

*ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю. А. Гагарина»*

Дальнейшее освоение космоса неразрывно связано с созданием антропоморфных робототехнических систем (АРТС) – помощников космонавтов, необходимых как для интерьерных рутинных работ в космических кораблях, так и для экстерьерных монтажно-ремонтных работ в открытом космосе, а в перспективе они первыми должны будут вступить на Луну или Марс. В основе

концепции их функционирования лежит телекоммуникационное копирование действий оператора – космонавта, находящегося в экзоскелете, либо автономная работа по заложенной программе, но также копирующей движения и функции человеческой руки. При этом, создание бионических конечностей АРТС, обладающих моторикой и афферентным взаимодействием требует как анатомической параметризации так и сенсбилизации с динамическими диапазонами силомоментного кистевого хвата и силомоментной стабилизации стопы, свойственных человеку.

Если для человека кинестетическое восприятие реальности через ощущения от кожного осязания до силомоментного захвата и удержания обусловлена биологическим совершенством мускульно-нейронного взаимодействия, то для АРТС его более низкие характеристики по информационным силомоментным системам (осязанию, тактильности и прочим кинестетическим рецепторам) существенно ограничивают и функциональность (моторика, сенсомоторика, гибкость, устойчивость, точность позиционирования, самовосстановление, саморегуляция и т.п.) и эргатические параметры системы, включая отношение веса к силе, энергетическую и экономическую эффективности и прочее.

Следовательно, без создания сенсбилизированной дистальной части конечности с расширенным силомоментным динамическим диапазоном фаланг кисти невозможна анатомическая параметризация роботизированной (бионической) руки (манипулятора) антропоморфной робототехнической системы. Поэтому основной задачей исследования является разработка способа сенсбилизации и расширения силомоментного динамического диапазона дистальной части верхней конечности анатомически параметризированной АРТС.

С этой целью проанализированы подходы по совершенствованию электромеханических кинестетических систем тактильного типа, в том числе созданных по МЭМС-технологиям. Проведены анализ и доказательство возможности расширения динамического диапазона силомоментной составляющей дистальных фаланг путем их выполнения в виде упругих элементов консольного типа с переменной площадью сечения, обладающих качеством тела равного сопротивления изгибу. Показаны возможности сенсбилизации дистальных фаланг путем интеграции тонкопленочных тензорезистивных слоевых структур с одним и более упругими тонкими слоями разной длины, выполненных в виде симметричной или ассиметричной упруго-чувствительной сэндвич-структуры консольного типа. Разработан способ, обеспечивающий повышение точности и чувствительности преобразования напряженно-деформируемых состояний дистальных фаланг, основанный на одновременном двухпараметрическом тензоизмерении измерительным мостом переменного тока изменяемых активного и реактивных сопротивлений межслоевых компонентов упруго-чувствительной сэндвич-структуры.

Исследования показали, что создание сколько-нибудь совершенных кинестетических систем тактильного типа возможно либо путем разработки искусственного мускула, либо установлением некоторых практических и реалисти-

ческих технологий в рассмотрении ограниченного представления механических, электрических, микроэлектронных элементов и компонентов и прочих микроэлектромеханических систем (МЭМС-технологий). Роботизированные руки являются наиболее сложными механическими системами и основными ключевыми элементами как для АРТС, так и экзоскелетов. При этом известны две противоположных концепции при создании их дистальных частей (конечностей: кистей, стоп, пальцев, фаланг). С одной стороны, концепция полного копирования движений и функций человеческой руки, приводит к неоправданно завышенным массо-габаритным параметрам из-за необходимости обеспечения конструкционной прочности всего манипулятора, даже в отсутствии внешней нагрузки на его дистальной части. С другой стороны, анатомическая параметризация массо-габаритных параметров руки (сходных с размером и весом руки человека) и отсутствие тактильной чувствительности не обеспечивают сколь-нибудь реальный динамический диапазон ни для вариаций давления (тактильных осязаний) на поверхностях дистальных фаланг, ни для регистрируемых изменений динамических соотношений в проксимальных, средних и дистальных сочленениях как фаланг кисти, так и роботизированной руки в целом, при их взаимном перемещении и динамических напряжениях.

Следовательно, сенсбилизация («очувствление») и расширение динамического диапазона силомоментной системы дистальной части верхних конечностей АРТС при их анатомической параметризации требует как фундаментальных и поисковых исследований, так и новых технологий и экспериментальных разработок, поскольку требует нахождения подходящих технологических парадигм и философии проектирования.

Исследования показали, что расширение динамического диапазона силомоментной составляющей дистальных фаланг и ее «очувствление» возможно при их выполнении в виде интегрированных упруго-чувствительных тонкослоевых тензорезистивных элементов консольного типа совместно с одним и более упругими слоями разной длины или с одним упругим монослоем в виде симметричной или ассиметричной упруго-чувствительной сэндвич-структуры консольного типа, с переменной площадью сечения и обладающей качеством тела равного сопротивления изгибу [1 – 4]. При этом упругие слои должны быть планарно жестко связаны между собой и упруго чувствительным элементом либо планарно свободны, но собраны воедино в заделке [4]. При этом такая заделка является основанием средней или проксимальной фаланги пальца кисти роботизированной руки АРТС.

Повышение точности и чувствительности преобразования при расширенном диапазоне тактильной и силомоментной составляющих дистальных фаланг возможно мостовым методом переменного тока при измерении напряженно-деформированных состояний тензочувствительных консолей [4 – 9]. Для этого одновременно с измерением изменения электрического сопротивления тензорезистора возможно измерение электрической емкости, образованной между смежными тонкими металлическими пленками – электродами, разделенными

диэлектрическими слоями, планарно свободными относительно друг друга, но собранными воедино в заделке. При этом, изменение емкости при напряженно-деформированном состоянии осуществляется за счет изменения перекрытия площади электродов. При больших деформациях на изгиб и при выполнении тензочувствительной консоли в виде ассиметричной сэндвич-структуры изменение емкости осуществляется как за счет изменения перекрытия площади электродов, так и за счет изменения межэлектродного расстояния, в том числе при отрыве смежных тонких металлических слоев – электродов друг от друга.

Предлагаемый способ и устройство реализуются путем введения, по меньшей мере, одного и более электродов, выполненных в виде тонких металлических пленок, нанесенных на планарно свободные диэлектрические слои и образующих между ними электрических емкостей, включенных последовательно или параллельно с тензорезисторами или в смежные плечи измерительного моста переменного тока [9]. При этом тонкие металлические пленки как электродов, так и тензорезисторов могут быть выполнены фигурными в виде меандра, гребенки или спирали. Это дополнительно увеличивает изменение электрической емкости при деформации изгиба за счет изменения – уменьшения или увеличения площади перекрытия электродов при планарном смещении всех слоевых компонентов сэндвич-структуры.

Таким образом, получены новые результаты в подходе расширения динамического диапазона как для силомоментной составляющей, так и тактильной чувствительности дистальной части верхних конечностей АРТС при их анатомической параметризации. Предлагаемый подход позволяет усовершенствовать бионические конечности АРТС и экзоскелетов, решая задачу афферентного взаимодействия (искусственного интеллекта с информационно силомоментной системой). Более того, поскольку работа связана с измерительной техникой, в частности тензометрическими средствами измерений и датчиками давления контактного типа (тактильных и силомоментных датчиков, сенсорных средств и т.п.), то предлагаемые новые технические решения могут найти применение в эластомерных изделиях в качестве средств непрерывного контроля и диагностики состояния (например, надувных космических модулей, прокладок стыковочных узлов), а также в аэро- и гидродинамике для измерений скоростных напоров воздушного или жидкостного потоков [10].

### **Библиографический список**

1. Сопротивление материалов: Учебник для вузов / А. В. Александров, В. Д. Потапов, Б. П. Державин; под. ред. А. В. Александрова. 3-е изд. испр. М. Высшая школа, 2003. 560 с.
2. Интернет-сайт <http://machinepedia.org/index.php>. Рессора. Виды рессор.
3. Патент на изобретение RU №2282073 от 20.08.2006 г. Рессорный вибро-изолятор.

4. *Спирин А. Е., Крылов А. И. и др.* Патент на изобретение RU 2586259 от 16.06.2016 г. Тензорезистивный преобразователь.
5. Интернет-сайт: <https://ru.wikipedia.org/wiki/>. Тензометрия.
6. *Мехеда В. А.* Тензометрический метод измерения деформаций. Учебное пособие. Самара: Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета, 2011. 56 с.
7. Измерения в электронике. Справочник / В. А. Кузнецов, В. А. Долгов, В. М. Коневских и др. Под ред. В. А. Кузнецова. М.: Энергоатомиздат, 1987. С. 197 – 200.
8. *Панфилов В. А.* Электрические измерения. Академия, 2006.
9. *Дугушкин С. Н.* Мосты переменного тока для измерения параметров трехэлементных двухполюсников. Автореферат диссертации к.т.н.: специальность 05.11.01. Ульяновск, 2005.
10. *Спирин А. Е., Крылов А. И. и др.* Патент на изобретение RU 2661456 от 16.08.2018 г. Способ и устройство тензоэлектрического преобразования.
11. *Спирин А. Е., Крылов А. И. и др.* Патент на изобретение RU 2586083 от 12.05.2016 г. Тензоэлектрический преобразователь.

УДК 658.562.47

## **МЕТОДИКА КОНТРОЛЯ КАЧЕСТВА ГЕОМЕТРИИ ИЗДЕЛИЙ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ**

**А. Э. Тверкаева, В. А. Брыкин**

*Московский авиационный институт  
(национальный исследовательский университет)*

Контроль качества геометрии изделия – анализ физического объекта с целью выявления отклонений от заданной геометрии. Это важная часть ракетно-космического производства, влияющая на технологическую и экономическую составляющие проекта.

В данной работе предлагается использовать бесконтактный способ 3D-сканирования и программное обеспечение (ПО) по обработке результатов трехмерного сканирования, в частности САЕ-системы, с целью контроля геометрии изделия на производстве. 3D-сканирование позволяет собрать информацию о геометрии изделия. ПО для работы с результатом трехмерного сканирования, например, с облаком точек, дает возможность получить конкретные сведения о состоянии объекта, проанализировать его геометрию, выявить дефекты изготовления. Руководствуясь данными, полученными с помощью вышеупомянутых инструментов, можно определить и отследить, на каком этапе производства возникла неточность в изготовлении.

Для реализации данной идеи был произведен поиск методик, позволяющих произвести контроль геометрии изделия и сопоставить его результаты с этапами производства, описанными в технологической карте. На основе проведенного поиска была сформирована методика контроля качества геометрии и подбора программно-аппаратной платформы.

На сегодняшний день модельный ряд оборудования для проведения бесконтактного 3D-сканирования достаточно разнообразен. Оценить и сравнить между собой оборудование для 3D-сканирования предлагается на основе геометрии изделия (в частности, на основе предложенного методикой списка типовых/характерных особенностей изделий) и возможностей оборудования с помощью метода лепестковых диаграмм. С их помощью легче сопоставить объекты и аппаратную платформу для 3D-сканирования в зависимости от бюджета, желаемого результата и необходимых характеристик оборудования для его достижения.

Методика выбора оборудования для проведения бесконтактного 3D-сканирования заключается в построении лепестковых диаграмм с помощью оценивания критериев для каждого оборудования. Была разработана пятибалльная шкала, по которой оценивалось конкретное оборудование по выбранным критериям. Полученная методика была опробована на примере трех моделей 3D-сканеров, предназначенных для получения геометрии крупногабаритных объектов: Faro Focus 3D X130, Leica HDS8800, Leica ScanStation P30. Результаты лепестковых диаграмм для данных сканеров приведены на рисунках 1, 2, 3.



Рис. 1. Оценка 3D-сканера Faro Focus 3D X130

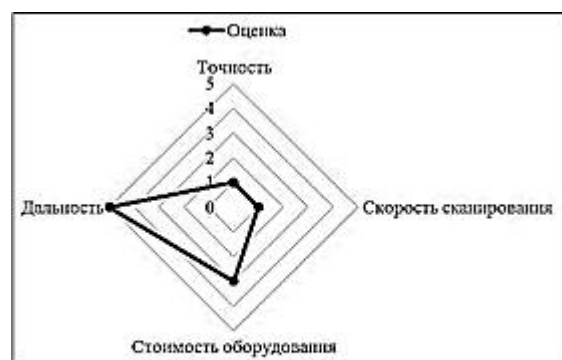


Рис. 2. Оценка 3D-сканера Leica HDS8800

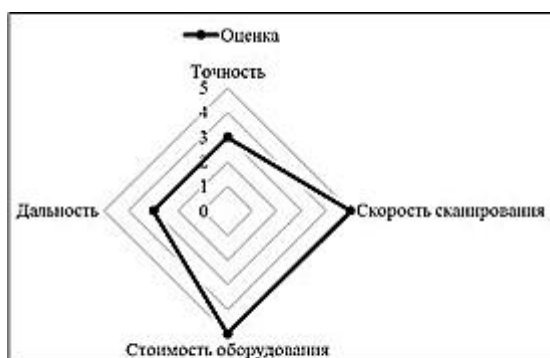


Рис. 3. Оценка 3D-сканера Leica ScanStation P30

Лепестковые диаграммы позволяют быстро провести сравнение оборудования и выбрать наиболее подходящее в зависимости от имеющихся задач, геометрических особенностей изделий и финансовых возможностей.

После анализа геометрии изделия и выявления его проблемных искаженных элементов, согласно составленной методике, предлагается провести сопоставление дефектных элементов изделия и этапов, на которых они были изготовлены. Таким образом можно снизить вероятность появления бракованных изделий в дальнейшем производстве. Руководствуясь данными, полученными в результате использования данной методики, возможно составить рекомендации, связанные с улучшением качества последующих изделий: изменить технологию изготовления, найти более компетентного и опытного сотрудника, использовать другой материал и так далее.

Полученная методика позволяет выявлять недостатки производства, что дает возможность снизить количество брака и улучшить качество создаваемых изделий. На основе полученной методики был разработан алгоритм, который может стать основой для создания программы по автоматическому выявлению проблемных зон в изделиях и по определению, на основе данных технологической карты, этапов производства, на которых возникают дефекты в изготовлении. Данный алгоритм представлен в работе в виде структурной блок-схемы.

Методика, описанная в работе, может быть применена на ракетно-космических предприятиях для упрощения и схематизации процесса контроля качества геометрии, а также для обучения персонала.

*Научный руководитель – А.В. Рипецкий*

### **Библиографические ссылки**

1. *Карпенко А. В.* Оценка СМК предприятий ракетно-космической промышленности // Современные научные исследования и инновации, 2015. № 10 [Электронный ресурс]. URL: <http://web.snauka.ru/issues/2015/10/58527> (дата обращения: 10.04.2019).

2. *Колчков В. И.* Метрология, стандартизация и сертификация»: учеб. для студентов образоват. учреждений сред. проф. образования. М.: Гуманитар. изд. центр ВЛАДОС, 2010. 398 с.

3. *Тишкин В. О.* Методика сборки и обработки данных, полученных в процессе 3D-сканирования // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2011. №1 (71). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/metodika-sborki-i-o>. (дата обращения: 25.03.2019).

4. *Hai F. W. Z.* Reverse Engineering Design Based on Geomagic Studio Software [J] // Tool Engineering. 2007. Т. 11.

5. *Johnson M., Liscio E.* Suspect height estimation using the Faro Focus 3D laser scanner // Journal of forensic sciences. 2015. Т. 60. №. 6. С. 1582 – 1588.

6. *Stanley T.* Assessment of the FARO 3D focus laser scanner for forest inventory. 2013.

## ОПИСАНИЕ, ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ НАГРУЖЕНИЯ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПОВРЕЖДЕННОГО МАТЕРИАЛА

**В. А. Туркова**

*Самарский национальный исследовательский университет имени академика  
С. П. Королева, АО «РКЦ «Прогресс»*

Численное моделирование конструкционных материалов представляет некоторую сложность, так как необходима возможность сочетания модели материала с законом накопления повреждений.

Чтобы при моделировании учесть поврежденность материала, можно действовать двумя способами:

- брать реальный материал, рассматривать и фотографировать его на микроуровне и моделировать отдельно все зерна, поры, включения;
- либо вводить в модель материала параметр поврежденности, который автоматически будет учитывать вышеперечисленные дефекты.

Для учета эффектов анизотропии был предложен целый ряд математических моделей, одна из которых основана на введении в определяющие соотношения материала тензорной меры поврежденности [1–4]. Данная модель материала представляет интерес, так как ее можно описать и реализовать в конечно-элементном (КЭ) пакете.

В настоящей работе представлена и используется модель поврежденности, основанная на механике повреждения сплошных сред. Была разработана пользовательская подпрограмма, описывающая данную модель материала с поврежденностью, и инкорпорирована в расчет НДС конструкции в коммерческом КЭ пакете Simulia ABAQUS.

В рамках работы была разработана пользовательская подпрограмма UMAT (User Material) и проведены расчеты и анализ различных 2D конструкций (пластина с центральным круговым отверстием под действием двух- и одноосного растяжений, пластина с центральной трещиной), а также, разработанная процедура была применена к наиболее простой 3D модели – упругому стержню, жестко закрепленному с одного конца. Дополнительные усложнения не были включены в модель с целью сравнения результатов вычисления со стандартной моделью материала Abaqus. Стержень нагружен растягивающей силой в направлении 1.

КЭ анализ стержня показал, что НДС неповрежденной конструкции (Рис.1 (a) – (d)) и поврежденной конструкции (Рис.1 (f) – (i)) различаются. Эквивалентные напряжения в стержне из стандартного упругого материала Abaqus без использования UMAT ниже:  $\sigma_e = 1.138$  ГПа в сравнении с  $\sigma_e = 1.165$  ГПа в стержне



с поврежденностью (Рис. 1 (а), (f)). Аналогично для значений компонент поля напряжений стержня:  $\sigma_{11} = 1.311$  ГПа для стандартной модели материала и  $\sigma_{11} = 1.372$  ГПа, используя UMAT (Рис. 1 (b), (g));  $\sigma_{22} = 0.3163$  ГПа для стандартной модели материала и  $\sigma_{22} = 0.4617$  ГПа, используя UMAT (Рис. 1 (c), (h));  $\sigma_{33} = 0.3156$  ГПа для стандартной модели материала и  $\sigma_{33} = 0.4027$  ГПа, используя UMAT (Рис. 1 (d), (i)). Распределения компонент тензора поврежденности в стержне также получены и показаны на рисунке 2.

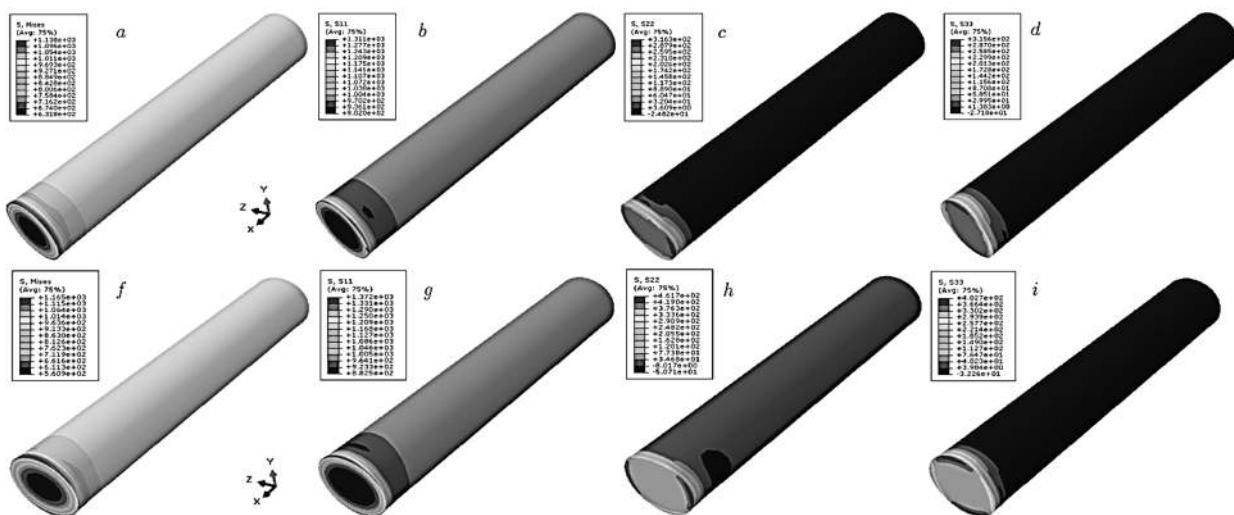


Рисунок 1 – (а) эквивалентные напряжения в модели без UMAT; (b) компонента напряжений  $\sigma_{11}$  без UMAT; (c) компонента напряжений  $\sigma_{22}$  без UMAT; (d) компонента напряжений  $\sigma_{33}$  без UMAT; (e) эквивалентные напряжения в модели с UMAT; (f) компонента напряжений  $\sigma_{11}$  с UMAT; (g) компонента напряжений  $\sigma_{22}$  с UMAT; (h) компонента напряжений  $\sigma_{33}$  с UMAT.

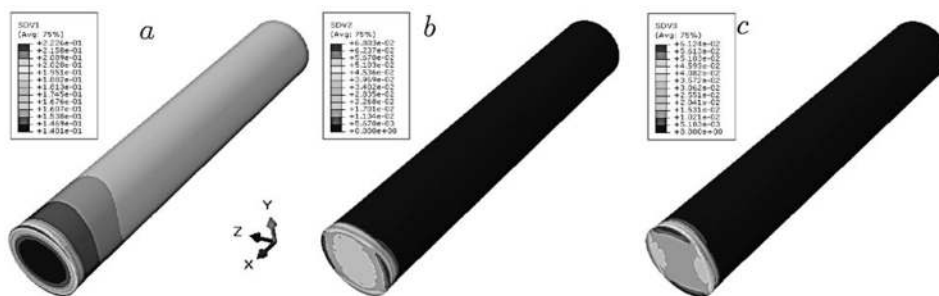


Рисунок 2 – (а) компонента поврежденности  $D_{11}$  в модели; (b) компонента поврежденности  $D_{22}$  в модели; (c) компонента поврежденности  $D_{33}$  в модели

Аналогичные результаты были получены и для 2D конструкций. Подробнее о модели материала и результатах изложено в [5–8].

Анализ расчетов позволил сделать вывод и получить подтверждение того факта, что накопление повреждений влияет на НДС конструкции, и для получения точных результатов при проектировании конструкций, его необходимо учитывать.

## Библиографический список

1. Sun X., Khaleel M. Modeling of glass fracture damage using continuum damage mechanics – static spherical indentation // Int. J. of Damage Mechanics. 2004. №13(3). 263 – 285с.
2. Dubé M., Doquet V., Constantinescu A., George D., Rémond Y., Ahzi S. Modeling of thermal shock-induced damage in a borosilicate glass// Mechanics of Materials. 2010. № 42. 863 – 872с.
3. Doquet V., Ben Ali N., Chabert E., Bouyer F. Experimental and numerical study of crack healing in a nuclear glass// Mechanics of Materials. 2015. № 80. 145 – 162 с.
4. Doquet V., Ben Ali N., Constantinescu A., Boutillon X. Fracture of a borosilicate glass under triaxial tension// Mechanics of Materials. 2013. № 57. 15 – 29 с.
5. Turkova V. Finite element analysis of the biaxial cyclic tensile loading of the elastoplastic plate with the central hole: Asymptotic regimes // Journal of Physics: Conference Series. 2018. Vol. 973. Issue 1.
6. Turkova V. Evaluation of damage accumulation zone in the vicinity of the crack tip: FEM analysis via UMAT procedure // Journal of Physics: Conference Series. 2018. Vol. 1096. Issue 1
7. Turkova V. Nonlinear solid mechanics: applications to loading of structures in damaged materials// Procedia Structural Integrity. 2018. Vol. 13. Pp. 982 – 987.
8. Turkova V. FEM analysis of the biaxial cyclic loading of the elastoplastic plate with concentrators: asymptotic states // В сб.: Информационные технологии и нанотехнологии. Сб. трудов ИТНТ-2018. Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева. 2018. С. 1382 – 1386

## ЦИФРОВОЙ ДВОЙНИК ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ НА ЭТАПЕ ПРОИЗВОДСТВА

**Т. А. Попова, И. Л. Хорощенко**

*«ВМЗ» – филиал АО «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева», г. Воронеж*

Потребность предприятия в данном проекте была определена необходимостью учета, прослеживаемости и сопровождения процессов изготовления изделий жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) в едином информационном пространстве.

Термин «электронный технологический паспорт» (ЭТП) является аналогом термина «цифровой двойник изделия на этапе производства» (ЦДИ) для использования в информационно-компьютерной системе. Применяется во всех подразделениях завода согласно технологического маршрута изготовления деталей и сборочных единиц (ДСЕ).

В единый электронный технологический паспорт интегрирована вся информация о жизненном цикле на этапе производства изделия, включая сведения о материалах, полуфабрикатах и покупных комплектующих изделиях (ПКИ), качестве изготовления ДСЕ, персонале, оборудовании и средствах технологического оснащения, использованных в процессе производства. Для обеспечения идентификации и прослеживаемости продукции внедрена система штрихкодирования.

В рамках данного проекта были решены следующие задачи:

- разработано и внедрено в эксплуатацию программное обеспечение для формирования электронного технологического паспорта ДСЕ;
- разработана и внедрена технология нанесения штрих-кода на сопроводительную производственно-технологическую документацию, материалы и ПКИ, ДСЕ, средства технического оснащения и средства измерения;
- обеспечена интеграция данных электронного технологического паспорта со смежными направлениями;
- обеспечен пооперационный номерной учет ДСЕ, в том числе номерной учет ДСЕ в незавершенном производстве;
- обеспечен достоверный учет использования материала и ПКИ при изготовлении ДСЕ;
- введено документирование этапов жизненного цикла ДСЕ в электронном виде;
- обеспечена идентификация и прослеживаемость материалов и ПКИ при изготовлении изделий ЖРД;
- обеспечена идентификация и прослеживаемость ДСЕ, узлов и агрегатов при изготовлении изделий ЖРД;
- обеспечена идентификация и прослеживаемость использования средств технологического оснащения, средств измерения и технологического оборудования при изготовлении изделий ЖРД;
- внедрены элементы безбумажного электронного документооборота при изготовлении изделий ЖРД.
- актуализирована нормативно-справочная информация действующей ERP - системы;
- разработаны новые и актуализированы действующие документы (стандарты предприятия, рабочие инструкции, регламенты функционирования программных модулей).

Перспективы развития электронного технологического паспорта ДСЕ:

- интеграция системы со специальным электронным измерительным оборудованием с автоматическим заполнением контролируемых параметров;
- внедрение квалифицированной электронной подписи;
- интеграция с PLM-системой.

Положения статьи основываются на практическом опыте разработки, внедрения и эксплуатации программного продукта «Электронный технологический паспорт» «ВМЗ» – филиала ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева».

## **ТЕХНОЛОГИЯ И ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ ПАЙКИ ТОНКОСТЕННЫХ СТАЛЬНЫХ ТРУБОПРОВОДОВ**

**С. Е. Цветков**

*ФГУП «НПО «Техномаш», Москва*

Развитие современной ракетно-космической техники приводит к необходимости получения ответственных конструкций с уменьшенными массогабаритными характеристиками. При этом наибольший интерес для снижения массы изделий представляют узлы, имеющие большую протяженность и размеры, например, такие как трубопроводные системы, корпуса приборов и т.д.

Одним из направлений снижения массогабаритных характеристик при проектировании современных изделий является использование новых высокопрочных материалов, которые при сохранении механической прочности позволяют снизить массу за счет уменьшения толщины стенок узлов. Применительно к трубопроводным системам летательных аппаратов из коррозионностойкой стали, современные разработки требуют обеспечить применение трубок толщиной от 0,2 мм и диаметром от 2 до 5 мм. Современные технологии соединения таких трубопроводных систем с различными элементами арматуры предусматривают применение высокотемпературной пайки, обеспечивающей герметичность и высокие качества соединений за счет специальных припоев.

Вместе с этим высокотемпературная пайка тонкостенных трубопроводов осложняется рядом факторов, связанных с растворением основного материала, и как следствие с потерей герметичности конструкции. Для уменьшения степени растворения стенок трубопроводов при пайке и обеспечения минимальной глубины проникновения припоя необходимо обеспечить контроль и поддержание заданных параметров режима пайки в узком диапазоне. Однако, в большинстве современного оборудования для пайки таких изделий (например, установках типа УПТ-4 и УПТ-7) диапазон поддерживаемой температуры обычно составляет  $\pm 10-15$  °С, что на изделиях с толщиной стенки 0,2 мм может приводить к интенсивному растворению основного материала.

На основании этого был проведен ряд исследований, который позволил установить оптимальные режимы пайки таких конструкций. Одновременно с этим для реализации технологического процесса высокотемпературной пайки тонкостенных трубопроводов малого диаметра была произведена модернизация промышленной установки УПТТ-1, основные технические характеристики которой представлены в таблице. Для поддержания заданных параметров пайки была разработана микроконтроллерная система, которая включает программируемый логический контроллер МС12 и модули расширения для контроля и управления аналоговыми и дискретными сигналами. Для удобного визуального

контроля за процессом пайки установка была дополнительно оснащена системой видеорегистрации с возможностью подключения до четырех видеокамер. Также были предусмотрены электронные регуляторы для управления подачей защитной среды и электрическими клапанами расхода жидкости в замкнутой системе охлаждения. Задание и контроль процесса пайки осуществляется с помощью внешней сенсорной панели.

В соответствии с современными требованиями к промышленному оборудованию, в установке обеспечивается возможность удаленного сбора и передачи информации о технологическом процессе через интерфейс Ethernet. Анализ режимов работы установки позволил также предусмотреть в системе автоматического управления установки наблюдение за состоянием нагревательного элемента и предупреждение о необходимости его замены, что позволяет более эффективно планировать загруженность установки и избегать появления брака в случае выхода нагревательного элемента из строя в процессе пайки. Фиксация параметров режима пайки осуществляется в виде графиков, файлов с видеокамер системы видеорегистрации и файлов с электронными таблицами (путем конвертации в другие форматы типа Microsoft Excel).

Таблица

Технические характеристики модернизированной установки УПТТ-1

№ п/п	Характеристика	Ед. изм.	Диапазон значений
1	Диаметр паяемых труб	мм	от 2 до 5
2	Толщина стенки паяемых труб	мм	от 0,2 до 1,0
3	Время нагрева до 1400 °С	мин	до 3,0
4	Максимальная температура нагрева	°С	1400
5	Точность регулирования температуры сборочной единицы (при пайке «первого наладочного образца»)	°С	±5
6	Среда в рабочем пространстве нагревательного устройства		Аргон
7	Режим нагрева		Автоматический/ Ручной
8	Максимальное напряжение на выходе установки (на нагревательном устройстве)	В	9,7
9	Размер нагревательного элемента	мм	54 x 36
10	Установленная мощность	кВА	8,5
11	Режим работы		Кратковременный
12	Максимальные габаритные размеры для размещения оборудования*	мм	2000×1000× 1900

На основе разработанного технологического процесса и оборудования был изготовлен ряд специализированных установок, предназначенных для реализации технологического процесса изготовления конкретной конструкции. Так, например, была разработана установка для пайки тонкостенных трубопроводов УПТТ-1-19, предназначенная для изготовления трубопроводов малого диаметра с наконечниками различного типа из стали 12Х18Н10Т с применением порошкового припоя 5АН (ПХ12Н70С7Р) в среде аргона.

В соответствии со спецификой данной трубопроводной системы, к паяным швам предъявляются требования по сплошности и эрозии основного материала. Отработка режимов пайки на установке позволила обеспечить получение качественных паяных швов с величиной эрозии основного материала не более 10 % и непслошностями паяного шва менее 10 – 15 %.

УДК 621.45

## **ФИНАНСОВО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ ЭФФЕКТ ОТ ВНЕДРЕНИЯ МЕТАЛЛОПОЛИМЕРНЫХ ПРЕСС-ФОРМ ДЛЯ ПРОИЗВОДСТВА ДЕТАЛЕЙ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ СО СЛОЖНЫМИ ГЕОМЕТРИЧЕСКИМИ ПАРАМЕТРАМИ**

**И. А. Фомин, В. В. Цыпелев**

*АО «НПО Энергомаш имени Академика В. П. Глушко»*

Изготовление оснастки для производства крупногабаритных деталей ракетных двигателей со сложными геометрическими параметрами является трудоемким и дорогим производственным процессом, из-за использования традиционной технологии изготовления металлических пресс-форм на станках с ЧПУ. Для снижения себестоимости изготовления оснастки в производстве крупногабаритных деталей ракетных двигателей со сложными геометрическими параметрами, предлагается использовать рациональную технологию изготовления литейных пресс-форм, посредством аддитивных технологий и метода литья из металлополимерной композиции.

На сегодняшний момент в АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко» ведется работа по отработке современной технологии изготовления металлополимерных литейных пресс-форм (МП) для технологического оснащения вспомогательного мелкосерийного производства восковых моделей (восковок) для изготовления оснастки, для крупногабаритных деталей ракетных двигателей со сложными геометрическими параметрами [1].

Для отработки технологии изготовления металлополимеров (МП) в качестве модели выбран элемент тепловой защиты литниково-питательной системы (ЛПС). По традиционной технологии восковки изготавливаются с помощью штатной металлической пресс-формы. При изготовлении модельных плит-

заготовок МП со сложными формообразующими поверхностями в процессе выполнения НИОТР, вместо традиционной технологии изготовления металлических пресс-форм на станках ЧПУ, применены современные методы 3D проектирования электронных моделей (ЭМ) разработанных в системе автоматизированного проектирования; аддитивные технологии 3D печати (лазерная стереолитография) и (вакуумное литье металлополимеров), а также оптическое топометрирование (оцифровка) изделий для контроля соответствия геометрических параметров требованиям КД.

В качестве основного расходного материала выбраны металлополимеры обладающие необходимыми физико-техническими и технологическими характеристиками для производства пресс-форм, предназначенных для инъекции парафиново-стеариновых смесей (ПСС), заливки карбамида и воска, а также вакуумной формовки термопластов. Был проведен сравнительный анализ металлополимеров и выбран наилучший вариант отвечающий технологическим требованиям производства пресс-форм, по изготовлению оснастки для деталей ракетных двигателей [2; 3]. Для отработки технологии изготовления экспериментальной пресс-формы выбрана восковка элемента литниково-питательной системы (ЛПС). Восковка применяется в литейном цехе при сборке модельных блоков ЛПС из ПСС и изготавливается с помощью штатной металлической пресс-формы. Предварительно, разработано и согласовано технико-экономическое обоснование внедрения технологии литья металлополимерных форм при изготовлении гибридной пресс-формы. Выполнен расчет экономического эффекта от внедрения в производство металлополимерной пресс-формы с учетом и без учета накладных расходов. Применение ЭМ позволяет ускорить доводку методики контроля геометрических параметров изделий, полученных по предлагаемой технологии, на соответствие требований конструкторской документации, а также сократить финансовые и временные затраты на технологическую подготовку производства, по выпуску оснастки, для изготовления крупногабаритных деталей ракетных двигателей.

Спроектированы электронные модели (ЭМ): восковки, вставки, верхней и нижней плит-заготовок МП. представлены на рис. 1, 2. На основании ЭМ восковки, верхней плиты и вставки, разработаны рабочие файлы архитектуры и построения для изготовления соответствующих прототипов на лазерной стереолитографической установке [4].

В соответствии с технологией 3D печати:

- прототип восковки предназначен для создания основных формообразующих поверхностей верхней и нижней плит-заготовок МП; прототип восковки представлен на рис. 3.
- прототип верхней плиты-заготовки предназначен для применения в качестве подмодельной плиты (ложемент для фиксации прототипа восковки), привязывающей прототип восковки к местной системе координат МП, формирования базовых плоскостей для механической обработки, а также формирования линий и поверхностей разъема плит-заготовок МП.

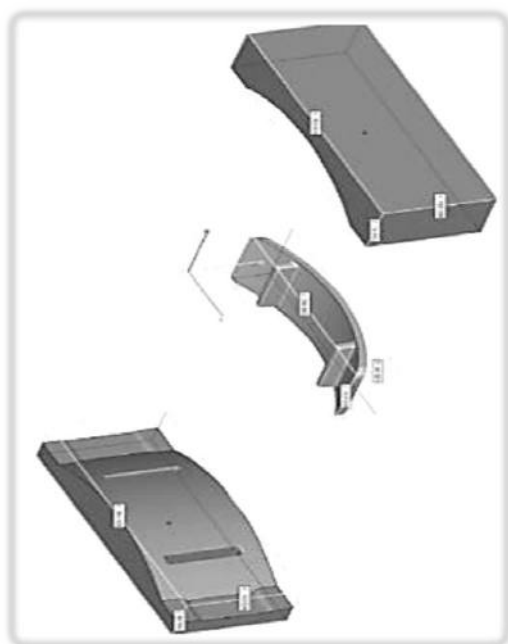


Рисунок 1 – ЭМ плит-заготовок МП и восковки (восковка расположена по центру)

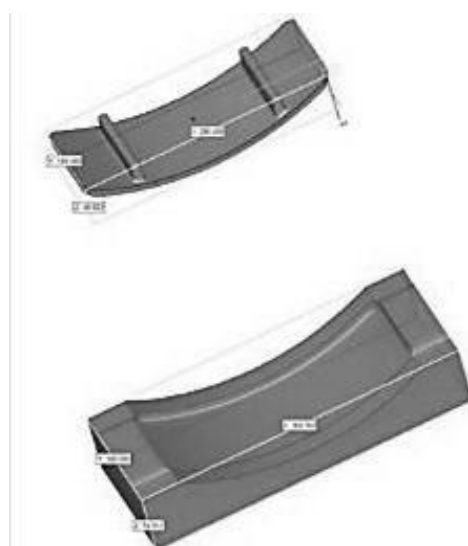


Рисунок 2 – ЭМ прототипов восковки и подмодельной плиты



Рисунок 3 – Прототип восковки на плите



Рисунок 4 – Готовые восковки

Обрамление повторно собрано на плите по периметру нижней плиты-заготовки в которую установлен прототип восковки и два прототипа вставок (приклеиваются к плите-заготовке) для повторной заливки. После разборки обрамления и удаления прототипов восковки, нижней плиты-заготовки и двух приклеенных вставок получена готовая отливка верхней плиты-заготовки МП.

По традиционной технологии (прессование ПСС) изготовлена опытная партия восковок.

При запрессовке ПСС использованы различные разделительные материалы (антиадгезивные покрытия или антиадгезивы), применены различные методы извлечения готовых восковок из МП; опытная партия восковок представлена на рис. 4.

Опытная партия восковок передана в лабораторию угловых и линейных измерений для проведения контроля соответствия требованиям КД геометрических параметров, указанных и представленных на рис. 5. На оптической контрольно-измерительной топометрической системе выполнена оцифровка и инспекционный контроль партии восковок.



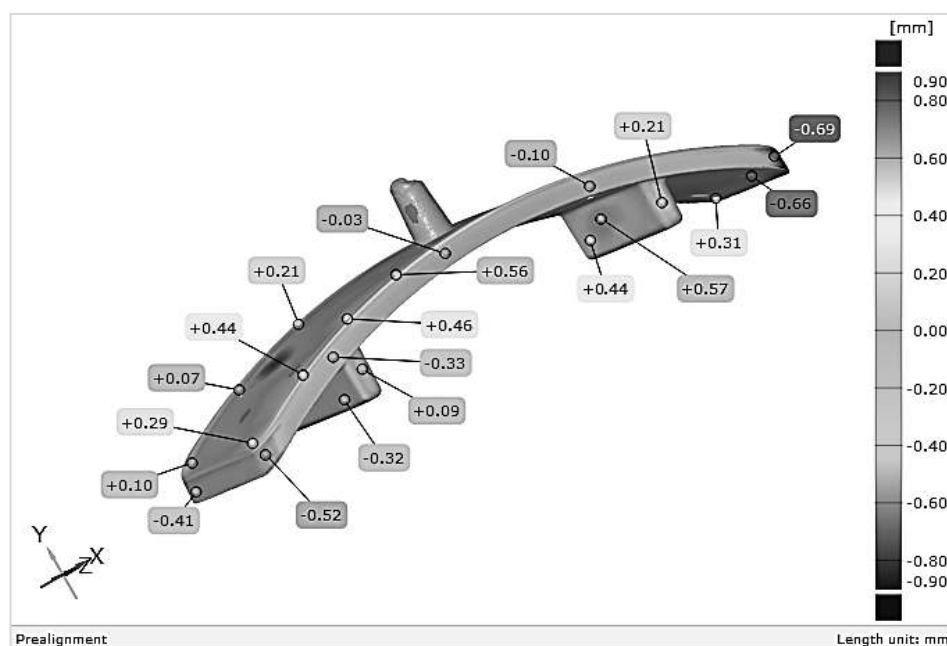


Рис. 5. Карта распределения нормальных отклонений поверхности восковки от ЭМ

Сравнительный анализ фактических затрат на изготовление оснастки аддитивными методами с традиционным методом позволяет сделать заключения, что применение аддитивных технологий в производстве пресс-форм обеспечивает:

1. Снижение временных затрат на технологическую подготовку литейного производства в литейном цехе.

Продолжительность цикла изготовления оснастки составляет:

- для металлической пресс-формы черт – 165 н.час. в соответствии с ТЭО;
- для МП – 52 н.час. в соответствии с ТЭО;

2. Снижение себестоимости работ по изготовлению литейной оснастки:

- с учетом накладных расходов в 3 раза для металлополимерных пресс-форм по сравнению металлическими пресс-формами.
- без учета накладных расходов в 1,7 раза для металлополимерных пресс-форм по сравнению металлическими пресс-формами.

3. Экономический эффект от внедрения МП в литейное производство в процентном отношении:

- 37,4% – без учета накладных расходов;
- 62,1% – с учетом накладных расходов.

Анализ результатов измерений геометрических параметров восковок позволяет заключить следующее: выявлены расхождения в отклонениях сверх допуска геометрических параметров (угловые и линейные размеры) восковок №№ 2 и 6, которые можно объяснить различием методов проведения измерений. В первом случае измерения линейных (радиусы выделенных цилиндров) и угловых размеров (угол между выделенными плоскостями) проведены по актуальным оцифрованным поверхностям. Во втором случае проведены дискретные (локальные) измерения размеров контактным методом. Полимеризованный материал МП хорошо обрабатывается механически на станках с ЧПУ. Слесарной

обработкой можно достигнуть шероховатости поверхности порядка Ra 0,8 мкм. Технологичность процесса изготовления МП аддитивным методом в основном определяется технологическими характеристиками расходного материала.

По результатам анализа средних отклонений размеров сверх допуска качество восковок следует признать удовлетворительным.

Металлополимер является перспективным материалом для изготовления пресс-форм при реализации ускоренной технологической подготовки цеха литейного производства.

### **Библиографический список**

1. Ягодников Д. А., Ирьянов Н. Я. Ракетные двигательные установки. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2012. 84 с.
2. Ушакова Е. С., Арефьев К. Ю., Полянский А. Р. Моделирование теплопрочностных характеристик элементов конструкции ракетного двигателя твердого топлива, изготовленных методом прототипирования // Изв. высш. учеб. завед. Машиностроение. 2018. №. 4 (697).
3. Кочнова З. А., Жаворонюк Е. С., Чалых А. Е. Эпоксидные смолы и отвердители: промышленные продукты: справ. изд. М.: Химия, 2006.
4. Hendrickson J. W. Use of Direct Metal Laser Sintering for Tooling in High Volume Production. USU Library, Logan, Utah, 2015.

УДК 629.764.7

## **МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ НЕСОВЕРШЕНСТВ ФОРМЫ НА НЕСУЩУЮ СПОСОБНОСТЬ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ РН С ПРИМЕНЕНИЕМ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА КОНЕЧНОЭЛЕМЕНТНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ NX**

**В. В. Ахременко, О. Ю. Шулепова**

*КБ «Полет» АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Омск*

При производстве изделий РКТ, например, при изготовлении топливных баков ракет-носителей выявляются отклонения от теоретического контура, которые превышают регламентированные конструкторской документацией значения. Это может быть вызвано поводкой обшивки днища при вваривании фланцев, многократной подваркой при устранении непроваров сварных швов, а также влиянием человеческого фактора.

Как правило, изделия со значительными отклонениями не допускаются к использованию по назначению. В данном случае необходима замена на изготовленные вновь составные части конструкции либо механическое воздействие ударного характера (рихтование), что является нештатным нагружением. Про-

ведение представленных ремонтных работ приводит не только к увеличению сроков производства, но и удорожанию продукции РКТ.

В представленной работе изложена методика оценки влияния несовершенств формы на несущую способность топливных баков ракет-носителей (РН), основанная на методе конечных элементов с использованием программного комплекса NX.

Целью данной работы является теоретическое обоснование допуска топливных баков ракет-носителей с несовершенствами формы, превышающими допустимые конструкторской документацией значения, к дальнейшему использованию по назначению без проведения дорогостоящих ремонтных работ.

Объектом исследования являются вафельные цилиндрические оболочки с продольно-кольцевым расположением ребер, а также гладкие сферические оболочки с отклонениями от теоретического контура, превышающими допустимые конструкторской документацией.

В зависимости от характера несоответствия было предложено два варианта создания конечноэлементных моделей бака. В случае симметричных отклонений (кольцевые вмятины или выпучивания по всей длине окружности бака) оценку несущей способности предложено проводить на осесимметричной модели. Представление модели бака осесимметричными элементами (кольцевые ребра вафельных обечаек, полотно ячеек, обшивки днищ), а также элементами плосконапряженного состояния (при моделировании продольных ребер) позволяет существенно сократить время расчета на прочность. При несимметричных отклонениях сложной формы элементы силовой конструкции топливных баков РН, поскольку они являются тонкостенными, представляются двумерными оболочечными конечными элементами.

Рассмотрены два подхода в моделировании несовершенств формы:

- геометрический, основанный на проецировании узлов оболочечных элементов «идеальной» модели на искривленную поверхность, построенную по результатам обмера бака при несимметричных отклонениях сложной формы;
- силовой, основанный на подборе радиального усилия к поверхности оболочки осесимметричной модели бака до достижения остаточных деформаций, соответствующих реальному максимальному отклонению от ТК при симметричных отклонениях.

Анализ прочности предлагается проводить в модуле расширенного нелинейного статического анализа с учетом физической и геометрической нелинейности на расчетной модели, включающей в себя конечноэлементные модели бака, а также конечноэлементные модели смежных «сухих» отсеков для корректного приложения нагрузок и задания условий закрепления.

Использование модуля расширенного нелинейного статического анализа системы NX дает возможность последовательного нагружения бака комбинацией нагрузок, действующих на конструкцию как при его изготовлении (опрессовка), так и при последующей штатной эксплуатации. Данная последовательность нагружения позволяет учесть остаточные внутренние напряжения и деформа-

ции, возникающие на всех этапах эксплуатации бака, включая заводские испытания на прочность (опрессовка) и герметичность.

Оценка устойчивости топливного бака проводится с учетом действия минимального эксплуатационного давления (разгружающего фактора) в баке с использованием модуля линейного статического анализа устойчивости. Также рассмотрена специфика проведения анализа устойчивости конструкции бака в осесимметричной постановке.

После проведения анализа прочности и устойчивости, при положительных результатах расчета, бак допускается к проведению заводских испытаний на прочность и герметичность. При положительных результатах испытаний топливный бак может быть допущен к эксплуатации без проведения ремонтных работ.

Таким образом, предложенная методика анализа влияния несовершенств формы позволяет провести всестороннее исследование прочности реальной конструкции топливных баков с несовершенствами формы для допуска к дальнейшей эксплуатации в составе РН без проведения дорогостоящих и трудоемких ремонтных работ. Это стало возможным за счет:

- достаточно точного и подробного моделирования искривленной поверхности днища и цилиндрической обечайки бака;
- задания в расчетной модели фактических толщин (по результатам замеров) и механических свойств материалов (по сертификатам на материалы) реальной конструкции бака;
- задания комбинации нагрузок, возникающих не только при штатном нагружении бака, но и при его нагружении на этапе изготовления на ЗИ;
- учета остаточных напряжений и деформаций, возникших как на этапах штатной, так и при нештатной (задание отклонений при осесимметричной постановке задачи) эксплуатации;
- применения программного комплекса NX для КЭ моделирования отклонений и проведения анализа прочности с учетом физической и геометрической нелинейности.

Данная методика может быть использована при исследовании прочности гладких, вафельных цилиндрических и сферических оболочек баков, шаробаллонов, цельнофрезерованных «сухих» отсеков РН с несовершенствами формы, превышающими допустимые конструкторской документацией отклонения от теоретического контура.

**СЕКЦИЯ 6 – БОРТОВАЯ ЭНЕРГЕТИКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ (СОЛНЕЧНЫЕ И АККУМУЛЯТОРНЫЕ БАТАРЕИ, ДРУГИЕ БОРТОВЫЕ ИСТОЧНИКИ ЭНЕРГИИ; СОВРЕМЕННЫЕ МЕТОДЫ ПЕРЕДАЧИ ЭНЕРГИИ В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ; ОБЕСПЕЧИВАЮЩИЕ СИСТЕМЫ И УСТРОЙСТВА)**

7.021.6, 629.7.064.56, 629.783, 539.371

**КАРКАС С ТРУБАМИ ТРЕУГОЛЬНОГО СЕЧЕНИЯ И МЕТОДИКА ОПТИМИЗАЦИИ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ РАЗМЕРОВ ИЗОГРИДНЫХ КОНСТРУКЦИЙ, ВЫПОЛНЕННЫХ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**

**М. В. Волков, В. Е. Ануфриенко, А. Д. Кузнецов**

*АО «Информационные спутниковые системы»  
имени академика М.Ф. Решетнева»*

Батареи солнечные (БС) – один из основных способов получения электрической энергии на космических аппаратах. Они работают долгое время без расхода каких-либо материалов, и в то же время являются экологически безопасными, в отличие от ядерных и радиоизотопных источников энергии.

Постоянное повышение требований к космическим аппаратам приводит к необходимости создания солнечных батарей, обладающих улучшенными энергетическими и массовыми характеристиками.

На сегодняшний момент подавляющее большинство космических аппаратов используют в своей конструкции солнечные батареи планарного типа (рис. 1). Сегменты планарной БС представляют из себя жесткие каркасы, выполненные, например, из труб и фитингов. В основе конструкций каркасов БС, изготавливаемых в АО «ИСС», используются трубы круглого сечения, при этом масса труб каркаса составляет около 60% от массы каркаса. Многолетнее совершенствование каркасов с трубами круглого сечения фактически исчерпало возможности снижения массы каркасов планарных БС.

Для дальнейшего развития БС планарного типа был проведен анализ их работы и конструкции. Трубы каркасов таких батарей воспринимают преимущественно изгибающие усилия в одном направлении (для БС представленной на рис. 1 максимальные усилия действуют вокруг оси ОХ) [1,2]. С точки зрения жесткости и прочности круглое сечение не оптимально для восприятия такой нагрузки, т.к. является равнопрочным во всех направлениях изгиба.

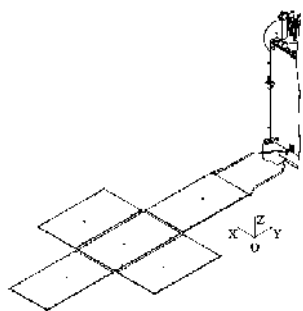


Рисунок 1 – Батарея солнечная планарного типа

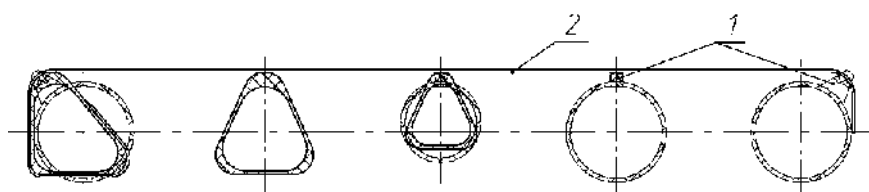


Рисунок 2 – Общий вид труб круглого и треугольного сечений:  
1 – элемент для фиксации струны каркаса; 2 – струна каркаса

Конструктивной особенностью каркасов, изготавливаемых в АО «ИСС», является установка элементов 1, в соответствии с рис.2, для фиксации струн каркаса 2. Данные элементы приподнимают струны над плоскостью рамы и увеличивают полезную площадь каркаса для установки фотопреобразователей.

На основе проведенного анализа принято решение разработать и изготовить каркас БС с трубами треугольного сечения. Профиль треугольного сечения с концентрацией материала в углах обладает наибольшими моментами инерции при минимальной суммарной площади сечения. Конструкция такой изогридной трубы представлена на рис. 3. Труба состоит из продольных стержней 1 и наклонных стержней 2. При этом продольные стержни воспринимают нагрузки изгиба трубы, а наклонные стержни воспринимают крутящий момент и обеспечивают целостность конструкции.

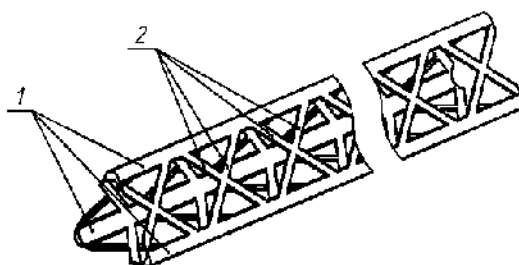


Рисунок 3 – Конструкция изогридной трубы треугольного сечения

В целях обеспечения наилучших массовых характеристик каркасов БС возникла необходимость в методике оптимизации изогридных труб, которая учитывала бы ограничения, накладываемые технологией изготовления, а именно:

- фиксированная ширина и толщина ленты препрега;
- наклонные стержни изготавливаются спиральной выкладкой ленты;
- наличие вогнутых участков на оправке, на которую выкладывается лента, не желательна;
- минимальные радиусы скруглений профиля ограничены;
- в местах пересечений стержней образуется утолщение, поэтому, большая толщина наклонных стержней может привести к ухудшению механических свойств и технологичности изготовления.

Основные геометрические параметры изогридной трубы, которая может быть изготовлена с учетом перечисленных ограничений, представлены на рис. 4 (на рис. 4 не указано количество заходов  $n$  спиралей препрега, которые образуют наклонные стержни трубы).

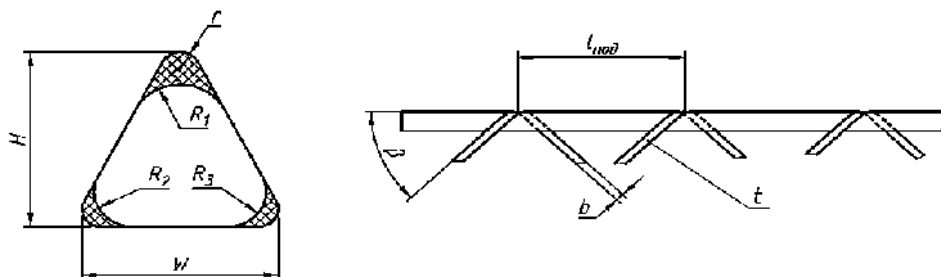


Рисунок 4 – Основные геометрические параметры изогридной трубы  
 $H$  – строительная высота профиля;  $W$  – строительная ширина профиля;  
 $R_1, R_2, R_3$  – внутренние радиусы;  $r$  – внешний радиус;  $l_{\text{под}}$  – шаг поддержки продольных стержней;  $b$  – ширина наклонных стержней;  $t$  – толщина наклонных стержней;  $\beta$  – угол наклона наклонных стержней

Оптимизация сетчатой балки такой конструкции является задачей с множеством переменных. Оптимизируемыми геометрическими параметрами являются:

- шаг поддержки  $l_{\text{под}}$ ;
- ширина профиля  $W$ ;
- толщина наклонных стержней  $t$ ;
- внутренние радиусы  $R_1, R_2, R_3$ , связанные с площадью сечений продольных стержней  $s_1, s_2, s_3$ ;
- количество заходов намотки наклонных стержней  $n$ .

Исходными данными для оптимизации служат:

- Строительная высота профиля  $H$ , ограничиваемая толщиной панели БС.
- Радиус внешних скруглений профиля  $r$ .
- Изгибающие моменты  $M_x, M_y$ , крутящий момент  $M_{\text{кр}}$ .
- Продольная сжимающая сила  $P$ .
- Требуемая жесткость профиля при изгибе  $EJ_x$  и  $EJ_y$ .
- Ширина ленты препрега  $b$ .
- Толщина ленты препрега  $k$ .
- Характеристики материала: модуль упругости  $E$ , предел прочности  $\sigma_b$ , плотность  $\rho$ .

Большое количество переменных затрудняет получение точного аналитического решения. Использование эмпирических формул и методики вычислительного эксперимента для получения опорных данных затруднено по той же причине. Например, в [3] при решении аналогичной задачи авторы ограничились оптимизацией лишь геометрических параметров наклонных стержней при фиксированных параметрах продольных стержней. Это не позволяет использовать предложенный способ для оптимизации сетчатой трубы по перечисленным выше исходным данным. Поэтому, при разработке методики было принято

решение использовать аналитический подход с принятием ряда допущений и разделением процесса оптимизации на этапы, и последующим уточнением на основании численного расчета в САПР. Также, учитывалась возможность реализации методики в виде программного обеспечения.

Принятые допущения:

- изгибающие моменты воспринимаются только продольными стержнями;
- крутящий момент воспринимается только наклонными стержнями;
- продольная сжимающая сила  $P$  прикладывается в центре тяжести сечения профиля;
- материал балки испытывает только сжимающие и растягивающие усилия в направлении волокон.

Большая часть формул, используемых в расчете, широко известны. Поэтому, ввиду большого объема вычислений, значительная часть формул и их вывод в тексте опущены. Итак, методика разбита на следующие этапы:

**Этап 1:** Задание исходных данных.

**Этап 2:** Вычисление площадей сечений продольных стержней  $s_1, s_2, s_3$ . Исходными данными служат требуемый момент инерции  $J_x$  и высота профиля  $H$  (см. рис. 5).

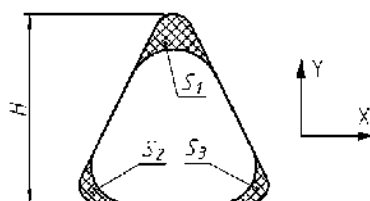


Рисунок 5 – Площади сечений продольных стержней  $s_1, s_2, s_3$ .

Наименьшая суммарная площадь  $\Sigma s$  получается при  $s_1 = 2s_2 = 2s_3$ . Тогда:

$$\Sigma s = \frac{4J_x}{H^2}$$

**Этап 3:** Вычисление ширины профиля  $W$ . Исходными данными служат момент инерции  $J_y$ , площади сечений продольных стержней  $s_2 = s_3$ . Как показало предварительное моделирование, при изгибе под воздействием момента  $M_y$  стержень с площадью  $s_1$  испытывает пренебрежимо малую нагрузку, поэтому:

$$W = \sqrt{\frac{2J_y}{s_2}}$$

**Этап 4:** Расчет сжимающих усилий  $N_1, N_2, N_3$ , максимальных напряжений  $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$  в продольных стержнях. Исходными данными для этапа служат высота и ширина профиля  $H, W$ , сечения  $s_1, s_2, s_3$ , изгибающие моменты  $M_x, M_y$ , продольная сжимающая сила  $P$ , предел прочности  $\sigma_B$ . Для каждого стержня берется случай максимальных нагрузок от действующих сил.



На этом же этапе проверяется условие прочности  $\sigma_i < [\sigma_B]$ . При его нарушении принимается новое значение  $\Sigma s_H = \Sigma s \frac{[\sigma_B]}{\sigma_i}$ , и расчет повторяется со второго этапа с использованием  $\Sigma s_H$  вместо  $\Sigma s$ .

**Этап 5:** Расчет внутренних радиусов скруглений профиля  $R_1, R_2, R_3$ . Исходными данными для этапа служат  $H, W, s_1, s_2, s_3$  и радиус  $r$ . Радиусы  $R_1, R_2, R_3$  рассчитываются таким образом, чтобы стержни имели заданную площадь сечения. Выведена формула:

$$R_i = \sqrt{\frac{s_i - r^2 \left( \frac{\pi \left( 1 - \frac{\alpha_i}{180^\circ} \right) - \sin \alpha_i}{2} - \frac{\cos^2 \left( \frac{\alpha_i}{2} \right)}{\tan \left( \frac{\alpha_i}{2} \right)} \right)}{\frac{\cos^2 \left( \frac{\alpha_i}{2} \right)}{\tan \left( \frac{\alpha_i}{2} \right)} - \frac{\pi \left( 1 - \frac{\alpha_i}{180^\circ} \right) - \sin \alpha_i}{2}}}$$

где:  $i$  – номер стержня;  $\alpha_i$  – угол при  $i$ -ом стержне:  $\alpha_2 = \alpha_3 = \text{atan} \left( \frac{H-2r}{W/2-r} \right)$ ,  $\alpha_1 = 180^\circ - \alpha_2 - \alpha_3 = 180^\circ - 2 \cdot \alpha_2$ .

**Этап 6:** Расчет шага поддержки  $l_{\text{под}}$  продольных стержней. Расчет ведется из условия устойчивости продольных стержней под воздействием сжимающих усилий  $N_1, N_2, N_3$ .

**Этап 6.1:** Расчет минимальных моментов инерции сечений продольных стержней  $J_{1 \min}, J_{2 \min}, J_{3 \min}$  [4]. Для этого сечение стержня разбивается на элементарные фигуры: трапецию и два круговых сегмента (см. рис. 6). Для каждого стержня вычисляются моменты инерции  $J_{X'}, J_{Y'}$  в собственных системах координат; минимальный из этих моментов принимается за  $J_{i \min}$ .

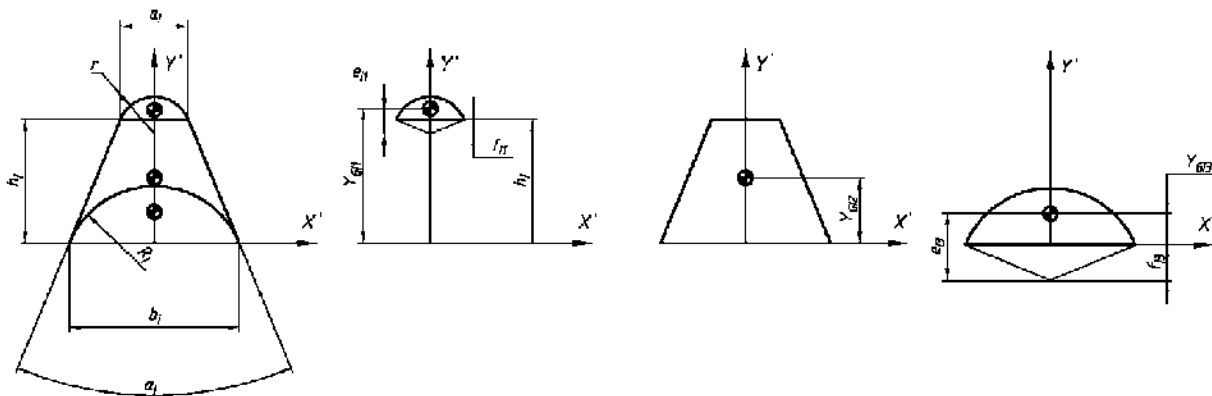


Рисунок 6 – К вычислению моментов инерции сечений продольных стержней

**Этап 6.2:** Участки продольных стержней между пересечениями с наклонными стержнями приняты шарнирно опертыми балочными элементами, имеющими момент инерции сечения  $J_{i \min}$ . Тогда, к ним можно применить формулу Эйлера для продольно сжатых стержней, и на ее основе вычислить шаг поддержки -го стержня  $l_{i \text{ под}}$ :

$$l_{i \text{ под}} = \pi \sqrt{\frac{E J_{i \min}}{N_{i \max}}}$$

Поскольку наклонные стержни изготавливаются спиральной выкладкой, шаг поддержки для всех стержней должен быть одинаковым, поэтому выбирается наименьший шаг поддержки:

$$l_{\text{под}} = \min(l_{1 \text{ под}}, l_{2 \text{ под}}, l_{3 \text{ под}})$$

**Этап 7:** Вычисление толщины наклонных стержней  $t$  из условия устойчивости при воздействии сжимающей продольной нагрузки.

**Этап 7.1:** Вычисление угла наклона наклонных стержней  $\beta$  по отношению к продольной оси профиля. На этом этапе задается количество заходов намотки  $n = 1$ .

$$\beta = \text{atan}\left(\frac{l_p}{l_{\text{под}} \cdot n}\right),$$

где  $l_p$  — периметр профиля.

**Этап 7.2:** Вычисление длины пролета наклонного стержня  $l_b$ , которая определяется наименьшей из двух величин: расстоянием между продольными стержнями вдоль наклонного стержня  $l_{b1}$  или расстоянием между пересечениями наклонных элементов вдоль наклонного стержня  $l_{b2}$ :

$$l_{b1} = \frac{\min(l_{12}, l_{13}, l_{23})}{\sin \beta},$$

где:

$$l_{12} = l_{13} = \frac{H}{\sin(\alpha_2)} - \frac{R_1}{\tan \frac{\alpha_1}{2}} - \frac{R_2}{\tan \frac{\alpha_2}{2}}$$

$$l_{23} = W - \frac{2R_2}{\tan \frac{\alpha_2}{2}}$$

$$l_{b2} = \frac{l_{\text{под}}}{2 \cos \beta}$$

**Этап 7.3:** Вычисление усилий в наклонных стержнях  $N_n$  [5], возникающих под воздействием крутящего момента  $M_{\text{кр}}$ , для чего выполняется временный переход к модели со сплошной стенкой. Тогда, с применением теории тонкостенных стержней, получим:

$$N_n = \frac{M_{\text{кр}} l_{\text{рс}}}{4n S_{\text{ср}} \sin \beta}$$

где  $l_{\text{рс}}$  — периметр профиля,  $S_{\text{ср}}$  — площадь, охватываемая профилем.

**Этап 7.4:** Сечение наклонного стержня представляет собой прямоугольник со сторонами  $t$  и  $b$ . Полагая, что  $t < b$ , при помощи формулы Эйлера для сжатых стержней получим:

$$t \geq \sqrt[3]{\frac{12N_n l_b^2}{b\pi^2 E}}$$

Исходя из технологических ограничений, толщина наклонного стержня  $t$  округляется в большую сторону так, чтобы  $t$  была кратна толщине ленты препа.

**Этап 8:** Расчет погонной массы профиля  $m'$ :

$$m' = \rho \left( \Sigma s + 2tn \frac{b}{\cos \beta_{cp}} \right), \text{ где}$$

$$\beta_{cp} = \text{atan} \frac{l_{pc}}{T}$$

**Этап 9:** Повтор этапов 7, 8 с разными значениями количества заходов намотки  $n$ . Как показали расчеты по данной методике, в большинстве случаев минимальная масса профилей достигается при  $n = 1$ , но при этом толщина наклонных стержней  $t$  может принимать высокие значения, сравнимые с толщиной продольных стержней. Увеличение количества заходов намотки  $n$  уменьшает толщину наклонных стержней  $t$ , при этом не приводя к значительному увеличению массы трубы. Увеличение количества заходов  $n$  следует остановить, когда толщина наклонных стержней  $t$  достигнет удовлетворительных значений.

**Этап 10:** Повтор этапов 7 – 9 с уменьшенным шагом поддержки. Как показали расчеты, проведенные по данной методике, в некоторых случаях уменьшение шага поддержки дает выигрыш по массе до 5...7% за счет того, что при уменьшении шага поддержки уменьшаются продольные усилия в наклонных стержнях. Достаточно использовать 3-7 значений, выбираемых с использованием численных методов поиска минимума в интервале  $(0,2 \dots 1)l_{\text{под}}$ .

**Этап 11:** Расчет напряженно-деформированного состояния варианта балки, обладающего наименьшей погонной массой, под воздействием расчетных нагрузок с использованием численного моделирования в САПР. На основании полученных данных принимается решение о необходимости корректировки оптимизируемых параметров.

Расчет на этапах 1 – 10 позволяет приблизиться к оптимальным геометрическим параметрам изогридной трубы без использования ресурсоемких расчетов в САПР, что существенно сокращает время разработки профиля с заданными характеристиками. Благодаря характеру вычислений, этапы 1-14 поддаются автоматизации. Для расчетов по данной методике использовался пакет MS Office Excel. В дальнейшем предполагается написание специального программного обеспечения, реализующего данную методику.

Применение в конструкции каркасов БС оптимизированных изогридных труб треугольного сечения позволяет снизить массу труб на 32% по сравнению с трубами круглого сечения. При этом данные каркасы обладают аналогичными прочностными и жесткостными характеристиками.

### Библиографический список

1. Белоглазов А. П., Кузоро В. И., Асочаков С. Г., Сорокин В. Н. Каркас панелей солнечных панелей. Патент на полезную модель RU №156084 U1. Приоритет 15 мая 2015 г.
2. Бакаенко В. Д., Егоров Д. В. Моделирование сетчатых композитных спиц зонтичных антенн с треугольным поперечным сечением // Решетневские чте-

ния: материалы XIX Международной научно-технической конференции (10 – 14 ноября 2015 г, г. Красноярск) в 2 ч. Красноярск: Сибирский государственный аэрокосмический университет, 2015. С. 68 – 70.

3. Белоглазов А. П., Слоцов И. В., Титаренко М. В., Чернявский В. Л. Численное моделирование напряженно-деформированного состояния трехугольных труб сетчатой (изогридной) структуры из углепластика // Материалы XXI Международной науч.-практ. конф., посвящ. памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева (08 – 11 ноября 2017, г. Красноярск): в 2 ч. / т. 1, С. 191 – 193.

4. Ануриев В. И. Справочник конструктора-машиностроителя: В 3 т. 8-е изд., перераб. и доп. / Под. ред. И. Н. Жестковой. М.: Машиностроение, 1999. 912 с.

5. Работнов Ю. Н. Сопротивление материалов . М.: Государственное издательство физико-математической литературы, 1962. 456 с.

## **РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ СОПРОВОЖДЕНИЯ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ ФОТОПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ И ВНЕДРЕНИЕ ЕЕ ЭЛЕМЕНТОВ В ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ ПРОЦЕСС ПРОИЗВОДСТВА СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ**

**А. А. Лебедев<sup>1,2</sup>, С. А. Цынкин<sup>1</sup>, А. М. Болотин<sup>1,2</sup>, А. А. Смирнов<sup>1,2</sup>**

<sup>1</sup>*Акционерное общество «Научно-производственное предприятие «Квант»*

<sup>2</sup>*НИТУ «МИСиС»*

В настоящее время базовым генерирующим элементом космической фотоэнергетики является фотоэлектрический преобразователь (ФЭП) с совершенной гетероструктурой на основе соединений АЗВ5. Его конструкция, обеспечивающая КПД на уровне 29 %, включает в себя эпитаксиальную полупроводниковую генерирующую структуру, токосъемные контакты, защитное просветляющее покрытие [1]. Соответственно, технологический цикл изготовления ФЭП включает три принципиальных участка (см. рисунок 1) – ростовой, на котором происходит создание всей многослойной микро- и наноразмерной планарной структуры прибора в ходе процесса эпитаксиального роста; постростовой, где формируется рисунок и топология слоистой металлической структуры контактной сетки и сплошного тыльного контакта, геометрические параметры будущего прибора, а также слоистое оксидное просветляющее покрытие; измерительный, позволяющий определить критические свойства прибора. Технология, являющаяся аддитивной и последовательной, реализована в виде линии из значительного числа роботизированных и полуавтоматических установок. Необходимость обработки большого количества измеряемых характеристик в сопо-

ставлении с технологическими параметрами для своевременного выявления отклонений от оптимальных значений на каждой из стадий технологического периода, а также ведение большого объема сопроводительной документации вносит значительный вклад в общую трудоемкость процесса изготовления [1, 2]. Специфика технологии делает невозможным применение существующих решений и побуждает к созданию системы сопровождения технологии (ССТ), основой которой является реализованные в едином ключе в виде программного обеспечения набор необходимых инструментов.

В архитектуру ССТ заложена модульность – она состоит из элементов системы («ростовой», «постростовой, «измерительный» [3]), соответствующих стадиям технологического цикла и объединенных общим принципом, системой обозначения образцов и соответствующей им информации с возможностью считывания и записи, а также хранения информации, создания сводных автоотчетов (паспортов). Исходя из вышесказанного, разработка системы проводится по модулям, на основе изначально выработанной системы обозначений и общей архитектуры, которая может корректироваться исходя их рекомендаций, возникающих при разработке отдельных модулей.

«Ростовой» модуль включил в себя несколько самостоятельных частей (программ), обеспечивающих проведение необходимых процедур как непосредственно в процессе изготовления ФЭП, так и на стадии калибровки и процессов отладки, настройки, отработки новых элементов.

ПО RCPAnalysis [4] служит для анализа и автоматизированного сравнения технологических рецептов машины эпитаксиального роста, содержащих порядка 100 параметров, их визуализации в графическом представлении и в виде образов реальных гетероструктур (см. рисунок 2), сопоставления рецептов с экспериментальными данными, расчет состава парогазовой смеси.

ПО DBRCalc [5, 6] разработано для расчета основных параметров структуры распределенных брэгговских отражателей на основе соединений АЗВ5 и др. материалов для проведения калибровочных процессов и для встраивания этого элемента в полупроводниковую структуру ФЭП с целью увеличения его электрических характеристик и радиационной стойкости.

ПО SWComplexAnalysis [7] находит применение для контроля качества роста полупроводниковых структур, оценки однородности, по результатам обработки, объединения, сопоставления разнородных и разноформатных экспериментальных данных (см. рисунок 3), поступающих из внутренней и внешней частей систем контроля и измерений [1, 2].

Системный подход к обработке данных внутренней и внешней частей системы контроля параметров эпитаксиального роста привел к разработке аналогичного инструмента – «измерительного» модуля для последнего этапа технологического цикла. Для комплексной обработки больших массивов данных и визуализации результатов, автоматизации создания отчета, являющегося частью паспорта прибора, создано ПО IVCAAnalysis [8] – программы анализа

вольт-амперных характеристик ФЭП и картографирования данных по структуре рисунка фотошаблона полупроводниковой пластины (см. рисунок 3).

Для создания, редактирования и сохранения структуры фотошаблона создано ПО SCPMEditor [9], относящееся к постростовой стадии цикла – «постростовому» модулю.

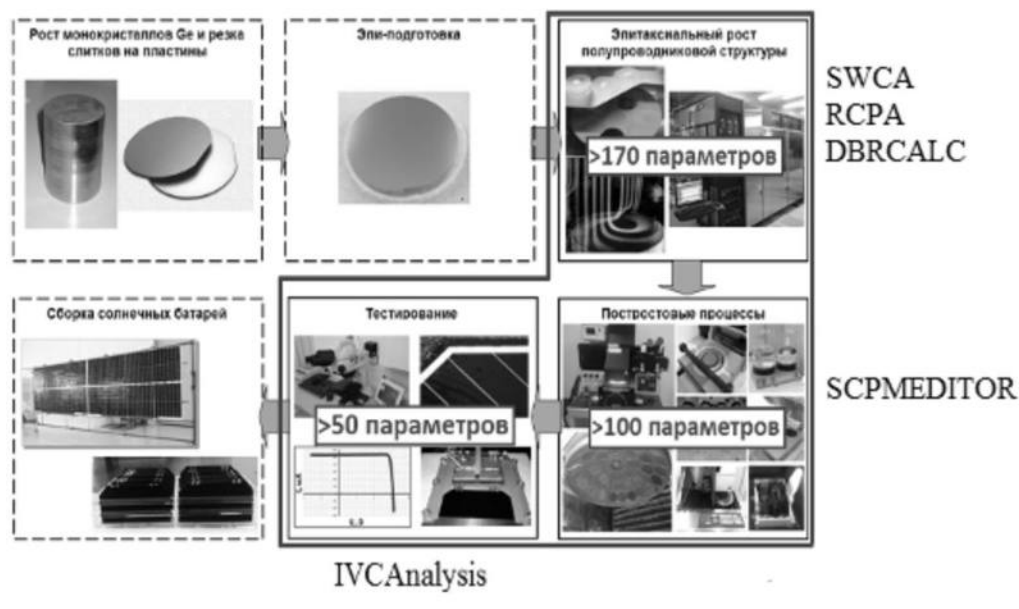


Рисунок 1 – Связь модулей системы сопровождения с участками производственного цикла



Рисунок 2 – Визуализация структуры каскадного ФЭП в ПО RCPAnalysis

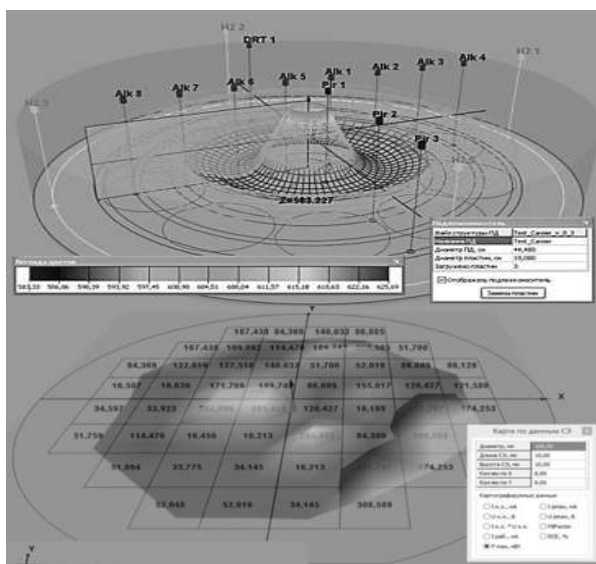


Рисунок 3 – Визуализация экспериментальных данных в ростовой камере машины эпитаксиального роста с помощью ПК SWCA (справа вверху) и картографирование по пластине данных с помощью ПК IVCA (справа внизу)

Проведенные работы также позволили вплотную подойти к созданию единой базы экспериментальных данных и разработать систему нумерации и обо-

значений образцов на разных стадиях технологического цикла, что особенно актуально с учетом необходимости фиксирования технологического пути образцов при возникающем ветвлении на некоторых стадиях технологического процесса.

Единый подход к построению системы позволяет организовывать взаимодействие модулей и дополнять ее новыми модулями по мере их разработки и отладки. Применение системы в технологическом цикле изготовления ФЭП для солнечных батарей привело к значительному снижению трудоемкости проведения процессов периодической настройки машины эпитаксиального роста, сокращению количества необходимых дорогостоящих процессов роста калибровочных образцов; снижению трудоемкости при выполнении замеров ВАХ и создания паспортов ФЭП и др. [10].

*Данная работа выполнена в рамках программы УМНИК (соглашение с Фондом содействия инновациям № 9106ГУ2015 от 24.12.15).*

*Научный руководитель – к.ф.-м.н. Б. В. Жалнин.*

### **Библиографический список**

1. Лебедев А. А., Цынкин С. А., Леднев А. М., Жалнин Б. В., Обручева Е. В. Программа визуализации и оценки неоднородности эпитаксиального роста полупроводниковых наногетероструктур при изготовлении солнечных элементов космического назначения // Сборник материалов молодежной конференции «Новые материалы и технологии в ракетно-космической и авиационной технике», июнь 2013 года. Звездный городок. С. 54 – 60.

2. Лебедев А. А., Цынкин С. А., Леднев А. М., Жалнин Б. В., Обручева Е. В., Каган М. Б. Система контроля параметров эпитаксиального роста полупроводниковых наногетероструктур солнечных элементов космического назначения // Автономная энергетика: технический прогресс и экономика. 2013. №31.

3. Лебедев А. А., Леднев А. М., Цынкин С. А. Построение системы сопровождения технологии изготовления солнечных элементов космического назначения на основе соединений АЗВ5 // Тезисы докладов XX научно-технической конференции молодых ученых и специалистов, ноябрь 2014 года, Королев. С. 385 – 386.

4. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ и РСРАnalysis / Цынкин С. А., Лебедев А. А., Жалнин Б. В. и др. № 2014662698 регистр. 05.12.14.

5. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ и DBRCalc / Цынкин С. А., Лебедев А. А., Леднев А. М. № 2016615295 регистр. 19.05.16.

6. Лебедев А. А., Цынкин С. А., Леднев А. М. и др. Модуль расчета структуры распределенного брэгговского отражателя системы сопровождения технологии изготовления солнечных элементов на основе соединений АЗВ5 // Тези-

сы докладов XXI Научно-технической конференции молодых ученых и специалистов ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева». Королев, 2017. 320 с.

7. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ и SWComplexAnalysis / Цыникин С. А. № 2013612996 регистр. 20.03.13.

8. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ и IVCSAnalysis / Цыникин С. А., Леднев А. М., Лебедев А. А. № 2014662567 регистр. 03.12.14.

9. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ и SCPMEditor / Цыникин С. А., Лебедев А. А., Леднев А. М. № 2017660916 регистр. 29.09.17.

10. Лебедев А. А., Цыникин С. А., Леднев А. М. Система сопровождения технологии изготовления фотопреобразователей космического назначения на основе соединений АПВВ / Электронные и электромеханические системы и устройства: тез. докл. науч.-техн. конф. молодых специалистов (Томск, 12 – 13 апреля 2018 г.). Томск, АО «НПЦ «Полус», 2018.

УДК 621.311.61

## **РАЗРАБОТКА БЛОКА ПИТАНИЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ НЕПЕРЕЗАРЯЖАЕМЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ПИТАНИЯ**

**В. А. Гебгардт**

*АО «Информационные спутниковые системы»  
имени академика М. Ф. Решетнева»*

Обеспечение электропитанием автономной системы отделения, для осуществления вывода на низкую орбиту малых космических аппаратов.

Перед АО «Информационные спутниковые системы» имени Михаила Федоровича Решетнева была поставлена задача осуществления попутного запуска малых космических аппаратов на низко-круговую орбиту.

Цели и задачи:

- а. Анализ функциональных требований и требований внешних воздействующих факторов;
- б. Выбор концепции устройства;
- в. Анализ характеристик элементов;
- г. Определение принципов резервирования;
- д. Испытания элементов;
- е. Разработка, изготовление и применение блока питания автономного устройства отделения.
- ж. Расчет требуемой емкости блока питания;
- з. Выбор типов элементов питания;
- и. Анализ технической документации на элементы;



- к. Проведение испытаний для подтверждения заявленных характеристик;
- л. Разработка конструкторской документации на блок питания;
- м. Разработка и изготовление устройства проверки химических источников тока;
- н. Разработка методики проведения входного контроля. Проведение входного контроля партии элементов питания (400 штук);
- о. Изготовление образцов блока питания, проведение испытаний;
- п. Изготовление летного образца, проведение комплексных испытаний в составе системы отделения, проведение работ на техническом комплексе при подготовке к пуску;
- р. Участие в запуске.

АО «ИСС» осуществляет запуски на низко-круговую орбиту космических аппаратов серии «Гонец» с помощью ракеты носителя «Рокот» и разгонного блока «Бриз-М». Силовая рама на которой установлены космические аппараты «Гонец» позволяет установить на нее автономное устройство отделения для малых космических аппаратов, но ввиду отсутствия на разгоне блоке «Бриз-М» транзитных цепей электропитания для осуществления питания устройства автономного отделения, встала задача разработки блока питания автономного устройства отделения.

В качестве решения были предложены различные типы аккумуляторов и непerezаряжаемых источников тока нескольких электрохимических систем.

Был сделан выбор в пользу непerezаряжаемых химических источников тока FR14G505 (FR6) производства АО «Энергия», на основе электрохимической системы «литий-дисульфид железа» с органическим электролитом.

В соответствии с технической документацией выбранные элементы не рассчитаны на условия пониженного давления, квалификационные механические нагрузки испытаний элементов значительно ниже, чем на участке выведения ракеты носителя. В связи с этим было принято решение организовать дополнительные испытания элементов на базе АО «ИСС».

Проведены следующие испытания пробной партии образцов элементов:

- а. Испытания элементов на воздействие вакуума в оригинальном исполнении а также с различными вариантами конструктивного исполнения защиты от вакуума;
- б. Температурные испытания элементов;
- в. Механические испытания элементов, включающие вибрационные нагружения, воздействие ударных нагрузок (способ крепления элемента в оснастке соответствовал штатному способу крепления в блоке питания);
- г. Исследование электрических характеристик элемента, оценка способности подрыва цепей пиропатронов.

Анализ результатов испытаний показал что продукция АО «Энергия» имеет значительные резервы. С приспособлениями конструктивной защиты элементы выдержали вакуум, механические нагрузки соответствующие участку выведения ракеты носителя «Рокот». Что позволило сделать вывод о возмож-

ности применения данных элементов питания в изделиях космического назначения.

Были изготовлены 4 образца блока питания:

- а. Для проведения наземной экспериментальной отработки (прошел полный цикл механических испытаний с положительными результатами);
- б. Для проведения лабораторных отработочных испытаний;
- в. Штатный (летный) блок (установлен в состав автономного устройства отделения);
- г. Блок ЗИП.

В конце 2018 года был произведен запуск ракеты носителя «Рокот» с разработанным блоком питания автономного устройства отделения. Блок полностью выполнил требуемые функции, обеспечил подрыв пиросредств и успешно осуществил отделение макета МКА на орбите.

Применение химических источников тока позволило снизить стоимость изделия, трудозатраты. Также отсутствовала необходимость разработки и изготовления и специализированной контрольно-проверочной аппаратуры для работы с аккумуляторной батареей.

Разработанный блок питания допустимо применять в дальнейшем.

**Заключение.** В АО «ИСС» впервые была применена альтернатива аккумуляторным батареям в виде непerezаряжаемых элементы питания, в приборостроении космического назначения для попутного запуска малых космических аппаратов на низко-круговую орбиту.

Прибор штатно выполнил целевую задачу на орбите по отделению малого космического аппарата на заданной орбите.

## **МЕТОДИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПОДГОТОВКИ НЕПРОФЕССИОНАЛЬНЫХ КОСМОНАВТОВ К ВЫПОЛНЕНИЮ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА В ИНТЕРЕСАХ КОММЕРЦИАЛИЗАЦИИ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПРОГРАММ**

**А. А. Ковинский**

*ФБГУ «Научно-исследовательский испытательный центр подготовки  
космонавтов имени Ю. А. Гагарина»*

**Формулировка решаемой проблемы.** Формирование научно обоснованных методических основ подготовки непрофессиональных космонавтов (в рамках космического туризма и перспективных пилотируемых космических программ) для обеспечения безопасного выполнения космического полета и повышения его эффективности на основе опыта подготовки экипажей МКС и с

учетом подготовки специалистов других экстремальных видов деятельности (летчики, МЧС и пр.).

Цель работы – разработать методику подготовки непрофессиональных космонавтов к выполнению космического полета для перспективных пилотируемых космических аппаратов.

Задачи работы:

1) Охарактеризовать основные направления и этапы подготовки космонавтов и непрофессиональных космонавтов к полетам на российских пилотируемых космических аппаратах и требования к их физическому состоянию.

2) Разработать основные компоненты модели процесса подготовки непрофессиональных космонавтов к космическому полету на основе требований к их физической подготовленности и степени важности психофизических качеств, способностей.

3) Разработать методику подготовки непрофессиональных космонавтов к выполнению космического полета для перспективных пилотируемых космических аппаратов.

За 15 лет пилотируемых полетов на Международной космической станции (МКС) десятью непрофессиональными космонавтами – участниками космических полетов выполнено одиннадцать полетов на российских пилотируемых космических аппаратах (ПКА). В мировой практике развитие космического туризма представлено проектами пилотируемых кораблей нового поколения. На данный момент в ЦПК проходят подготовку следующие непрофессиональные космонавты из ОАЭ, их полет запланирован на сентябрь 2019 года. Таким образом, через несколько лет космический туризм будет популярной отраслью в мире, но согласно рекомендациям подготовка непрофессионального космонавта к полету складывается из двух основных групп составляющих: подготовка к деятельности на борту корабля и станции, подготовка к воздействию неблагоприятных факторов космического полета. Поставлена цель разработать методику подготовки непрофессиональных космонавтов к выполнению космического полета для перспективных ПКА.

После развала СССР и практически полного прекращения финансирования космической отрасли в России «выжили» и стали постепенно последние 10-15 лет развиваться только те предприятия космической отрасли, которые были конкурентоспособны, и деятельность которых могла иметь прикладное применение. Это создало условия, в том числе и, для появления коммерческих космических проектов. Космический туризм может приносить и уже приносит неплохие средства «космическим» странам. Каждый полет на российских ПКА колеблется в зависимости от длительности полета в размере от 20 до 60 млн. долларов США.

Опыт подготовки непрофессиональных космонавтов есть только у России для кратковременных полетов на РС МКС, программы подготовки «непрофессионалов» построены на основе программ подготовки профессиональных космонавтов.

Таким образом, актуальность исследований обусловлена:

- появлением в мировой практике пилотируемой космонавтики космического туризма, созданием перспективных, в том числе и частных ПКА, созданием в мире различных пилотируемых коммерческих программ;
- появлением в разных странах непрофессиональных космонавтов (космических туристов), возраст которых колеблется от 20 до 65 лет, которые должны быть подготовлены к различной культурно-познавательной, научной и другой деятельности, самое главное, обеспечению безопасности жизнедеятельности, противодействию неблагоприятных факторов космического полета и возможным его последствиям;
- отсутствием научно обоснованного содержания и методики подготовки непрофессиональных космонавтов для различных перспективных пилотируемых космических аппаратов на предполетном этапе для обеспечения безопасного выполнения космического полета и повышения его эффективности.

В связи с этим, целью исследования является разработка методики подготовки непрофессиональных космонавтов, обеспечивающая высокую работоспособность и безопасность полета.

Анализ и обобщение литературных данных космического туризма свидетельствует, что в мировой практике развитие космического туризма представлены проекты пилотируемых кораблей нового поколения: пилотируемый корабль нового поколения «Федерация» (Россия), многофункциональный пилотируемый корабль «Orion» (США), частные космические корабли: Starliner (CST-100) компании Boeing, «Dragon» компании SpaceX, «Dream Chaser» от Sierra Nevada Corporation, «New Shepard» компании Blue Origin. Особое внимание уделено проектам суборбитальных кораблей, в частности созданию ракетопланов «SpaceShipTwo» и носителя «WhiteKnightTwo» компании VirginGalactic.

В данное время в США космический туризм считается самой динамично развивающейся частью космической отрасли. Частные корпорации вкладывают огромные деньги в разработку собственных ракет-носителей, суборбитальных и орбитальных космических кораблей, даже орбитальных гостиниц для длительного пребывания туристов на орбите. Создается и наземная туристическая инфраструктура, уже построен первый в мире космопорт «America». Планируется создание сети космопортов по всему миру, что позволит с использованием суборбитальных космолайнеров уже в ближайшие десятилетия увеличить количество людей, побывавших в космосе в сотни раз.

Развитие космического туризма в будущем невозможно без создания разветвленной инфраструктуры космической индустрии туризма.

Неуклонный ежегодный рост объемов как спроса, так и предложения рынка космического туризма, появление все новых партнеров и новых областей коммерческого сотрудничества не только свидетельствует о растущей заинтересованности все большего количества стран космическими разработками, но и, безусловно, открывает возможности перед учеными из стран, не имеющих со-

ответствующей космической базы, принимать участие в космических проектах и разработках, что способствует объединению усилий ученых и разработчиков из разных стран, накоплению опыта международного сотрудничества в такой важной и перспективной сфере деятельности человека как освоение космоса, что, в конечном итоге, способствует прогрессивному развитию не только отрасли, но и общества в целом.

Проблема также актуализируется тем, что существующая программа жизнеобеспечения космонавтов, а также результаты подготовки к полетам в ЦПК имени Ю.А. Гагарина к выполнению космических полетов непрофессиональными космонавтами на МКС могут быть использованы для подготовки космических туристов по другим коммерческим программам, для подготовки молодежи по различным образовательным программам.

В целом, по результатам исследований определено:

- у космического туриста в первую очередь должна быть заинтересованность, мотивированность к полету, то есть нужно больше популяризировать и развивать космический туризм, но на данный момент о полетах, подготовке и других аспектах знают не многие. Разработана и представлена схема «Предполагаемые направления развития космического туризма в мире»;

- во время физической подготовки на предполетном этапе нужно в первую очередь поддерживать и развивать физические качества, способности такие как: статическая выносливость; двигательльно-координационные способности, ловкость (сохранить равновесие; способность выполнять точные движения в т.ч. дифференцировать усилия; умение расслабляться, экономично выполнять движения, преодолевать мышечную напряженность). Все остальные физические качества, способности тоже нужно поддерживать и развивать на должном для «отличного» физического состояния уровня, так как без специальной и общей физической подготовки личности невозможно адаптироваться к космическим перегрузкам, невесомости, чувству тяжести и многим другим факторам, а если брать долгосрочный полет более 30 суток, то нужно каждый день на космической станции выполнять комплекс физических упражнений, что было подтверждено опросом и доказано опытом полетов космонавтов в космос.

- по результатам исследований впервые разработана модель подготовки непрофессиональных космонавтов (космических туристов) на всех этапах подготовки к полету для различных перспективных ПКА, методика и программа подготовки непрофессиональных космонавтов к космическому полету.

**Новизна** полученных результатов заключается в следующем:

- определены наиболее важные психофизические качества непрофессиональных космонавтов необходимые для качественного и безопасного выполнения полета непрофессиональных космонавтов;

- разработаны методические основы подготовки непрофессиональных космонавтов к выполнению космического полета на различных ПКА;

- охарактеризованы основные организационно-методические компоненты модели процесса подготовки непрофессиональных космонавтов к полету, со-

здана программа подготовки непрофессиональных космонавтов к выполнению космического полета на различных типах ПКА.

### **Полученные и ожидаемые результаты:**

Выявлена тенденция и значения дальнейшего развития космического туризма в России и мире. Определен круг основных проблем и перспектива дальнейших научных исследований по теоретико-методическим аспектам подготовки непрофессиональных космонавтов, основанные на совершенствовании наиболее важных психофизических качеств и способностей.

Созданы основные компоненты модели подготовки непрофессиональных космонавтов с опорой на существующие этапы подготовки космонавтов.

Впервые разработана типовая программа подготовки непрофессиональных космонавтов (космических туристов) на предполетном этапе подготовки к полету в космос для различных перспективных ПКА.

Значение полученных результатов для практики заключается в том, что они формируют научно-обоснованный подход к разработке методических основ подготовки непрофессиональных космонавтов к выполнению полета, дают практически реализуемые решения по повышению их физического состояния и обеспечения безопасности космического полета.

Результаты исследования нашли непосредственное применение при проведении подготовки экипажей МКС на базе НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина, где работает автор.

Полученные результаты уже используются для разработки программ подготовки в рамках «наземного космического туризма» на базе российского молодежного Космоцентра в НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина (международные программы, профориентация молодежи и т.д.), региональных центров аэрокосмического обучения школьников (г. Казань, Звездный городок).

### **Основные направления дальнейшего использования предполагаемых результатов:**

Результаты могут быть использованы и при подготовке непрофессиональных космонавтов в России, США, странах ЕС и пр. для экипажей перспективных и коммерческих космических кораблей, экипажей кораблей суборбитальных полетов.

Полученные на основе исследований методические основы подготовки НпК на предполетном этапе к выполнению космического полета относятся к перечню критических технологий (Раздел 3. Науки о жизни, пункт 3.1.2. дефис 4 «Технологии разработки систем информационного обеспечения, методов и средств повышения эффективности процессов отбора и подготовки космонавтов, их деятельности на борту пилотируемых космических средств»), разрабатываемых в целях выполнения плана мероприятий по научно-технологическому развитию и технологической модернизации экономики Российской Федерации (утверждены Указом Президента Российской Федерации от 7 июля 2011 г. №899).

## ВЛИЯНИЕ ГРАВИТАЦИОННЫХ СИЛ НА УСТОЙЧИВОСТИ ГОРЕНИЯ

А. И. Крикунова

<sup>1</sup>*Объединенный институт высоких температур РАН*

<sup>2</sup>*Московский физико-технический институт (государственный университет)*

Работа посвящена исследованиям влияния гравитации на неустойчивости процессов горения. Экспериментальные исследования проводились в условиях нормальной гравитации, обратной, в невесомости, а также для переходных режимов. Численные эксперименты проводились на основе программного комплекса FlowVision. Объектом исследования выбрано классическое коническое и обратное коническое открытое метано-воздушное пламя. Полученные данные показывают влияние гравитационных сил на возбуждение неустойчивостей Кельвина-Гельмгольца в пламени, а также в переходных условиях возбуждение периодических затухающих колебаний. Экспериментально получен ряд характеристик пламени, таких как скорость распространения фронта пламени, частоту мерцания факела в зависимости от геометрии потока и воздействия гравитационных сил. Численные результаты показывают достаточно высокое совпадение с экспериментальными данными и позволяют получить знания о характеристиках пламени в широком диапазоне вариаций режимов.

Исследованиям процессов горения в широком диапазоне вариаций режимов и внешних условий посвящено большое количество отечественных и зарубежных исследований [1]. Интерес к данному разделу науки обусловлен важной практической значимостью процесса. Ряд принципиальных вопросов до сих пор остается открытым, один из которых посвящен влиянию гравитационных сил, в частности развивающимся или подавляющимся неустойчивостям [2]. Настоящая работа посвящена экспериментальному и численному изучению комплексного влияния гравитационных сил на пламя предварительно перемешанной смеси. Объектом исследования выбрано открытое метано-воздушное пламя, стабилизированное кольцом и тонким цилиндром, соответственно, коническое и обратное коническое пламя.

Экспериментальные исследования проводились в условиях нормальной, обратной гравитации и в невесомости, а также анализировались результаты для переходных режимов (интенсивность гравитационных сил менялась по времени). Невесомость уровня  $10^{-6}g_0$  достигалась на вакуумно-динамическом стенде «Drop tower» в центре прикладных космических технологий и микрогравитации (г. Бремен, Германия) [3]. Переходный режим исследовался в первую секунду падения капсулы. Экспериментальные исследования в условиях нормальной, обратной гравитации проводились лабораториях МФТИ и ОИВТ

РАН. Под условиями обратной гравитации подразумевается случай, когда скорость распространения фронта пламени противоположно направлена вектору гравитации. В работе проводились исследования по влиянию внешних стабилизирующих тел на устойчивость пламени [4, 5]. Для двух принципиально различных геометрических параметров пламени проводились исследования устойчивости, динамики фронта пламени и процессов погасания [6]. Экспериментальные исследования дополнялись расчетами методом конечных элементов на основе программного комплекса FlowVision [7]. Решалась полная система уравнений Навье-Стокса и уравнения энергии. Использовалась система уравнений для напряжений Рейнольдса (RANS) с моделью турбулентности  $k-\omega$ . Уравнения состояния компонентов использовались в виде модели совершенного газа. Для решения системы линейных алгебраических уравнений использовалась неявная численная схема второго порядка точности без ограничений. Численные результаты показывают достаточно высокое совпадение с экспериментальными данными.

В результате проведенных экспериментальных и численных экспериментов произведена оценка пульсаций пламени при различной интенсивности внешнего гравитационного поля, геометрии факела и режимов горения. Предложены критерии зависимости частоты мерцания пламени предварительно перемешанной смеси от интенсивности гравитационных сил и коэффициента избытка горючего смеси. Показано влияние гравитационных сил на границы существования пламени посредством определения границ срыва и проскока пламени в условиях нормальной и обратной гравитации (расширении области стабильного пламени в зоне срыва и сужении в зоне проскока при изменении направления гравитации от нормальной к обратной) для конического пламени. А для обратного конического – наоборот, показана независимость границы срыва пламени от направления скорости распространения фронта пламени. В случае пламени стабилизированного тонким цилиндром (обратное коническое пламя) показано, что пламя принимает такие формы, как V-образное и M-образное при вариации скорости потока, соотношения горючего и окислителя, и ориентации пламени относительно вектора гравитации. Условия перехода от одной формы к другой при постоянном расходе горючего и окислителя зависят от гравитационных сил. Показано что время погасания пламени при нормальной гравитации в несколько раз превышает время погасания при обратной гравитации. Проведен анализ динамики фронта пламени в условиях переменной гравитации [8].

### Библиографический список

1. Ross, Howard D., ed. Microgravity combustion: fire in free fall. Elsevier, 2001.
2. Sharp, L. M., Dietrich, D. L., & Motil, B. J. Microgravity fluids and combustion research at NASA Glenn Research Center // Journal of Aerospace Engineering, 2013. Vol. 26(2). P. 439 – 450.



3. *Dreyer M.* The drop tower Bremen // *Microgravity Sci. Technol*, 2010. Vol. 22(4). P. 461 – 461.

4. *Krikunova A. I., Son E. E., Saveliev A. S.* Premixed conical flame stabilization // *Journal of Physics: Conference Series*. IOP Publishing, 2016. Т. 774. №. 1. P. 012087.

5. *Krikunova A. I.* Effects of Gravity on Plane-Symmetric Rod-Stabilized Flame Stabilization // *High Temperature*. 2019. P. 1 – 8.

6. *Krikunova A. I., Son E. E.* Premixed Flames Under Microgravity and Normal Gravity Conditions // *Microgravity Science and Technology*. 2018. 30(4). P. 377 – 382.

7. *Aksenov A. A.* Flowvision: industrial computational fluid dynamics // *Computer Research and Modeling*, 2017. Vol. 9(1). P. 5 – 20.

8. *Krikunova A.* Numerical simulation of combustion instabilities under the alternating gravity conditions // *MATEC Web of Conferences*. EDP Sciences, 2018. Т. 209. P. 00005.

## **РАЗРАБОТКА СИСТЕМ РАДИОЧАСТОТНОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ С ПАССИВНЫМИ МЕТКАМИ ДЛЯ СЧИТЫВАНИЯ ДАННЫХ БЕЗАККУМУЛЯТОРНЫХ ИМПЛАНТАТОВ, ПРИМЕНЯЕМЫХ ПРИ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТАХ**

**М. О. Макеев, В. Ю. Синякин, С. А. Мешков**

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,

Удаленная или телемедицина является важным направлением развития системы здравоохранения во всем мире. Данная концепция подразумевает использование информационных и телекоммуникационных технологий для удаленной консультации и оказания плановой или неотложной помощи, в том числе в труднодоступных и изолированных районах; дистанционной передачи данных диагностических исследований; удаленной работы узких специалистов и решения кадровых проблем; индивидуальной или домашней телемедицины и т.д. Первые шаги телемедицина в России сделала во время первых полетов космонавтов. На текущий момент развитие телемедицины является крайне актуальным, в частности, космическая телемедицина необходима для медицинского обеспечения космических полетов.

При выполнении пилотируемых космических полетов необходимо постоянно контролировать состояние организма космонавтов. Эта задача может быть решена с применением имплантируемых датчиков. Одной из проблем при использовании имплантируемых датчиков и устройств является обеспечение их электропитанием. Решением может быть технология радиочастотной иденти-

фикации (РЧИД) с пассивными метками. Данная технология позволяет не только обеспечить двустороннюю беспроводную связь между имплантируемым биосенсором и внешним считывающим устройством, но и решить проблему питания биосенсора.

Инвазивная биосенсорная система на базе технологии РЧИД с пассивными метками включает в себя внешнее считывающее устройство и один или несколько имплантируемых биосенсоров. На рис. 1 изображена упрощенная структурная схема, позволяющая описать принцип работы такой системы.



Рисунок 1 – Структура биосенсорной системы на базе технологии РЧИД с пассивными метками

Питание пассивной метки осуществляется за счет энергии зондирующего радиосигнала. Данную функцию в метке осуществляет преобразователь электромагнитной энергии в энергию постоянного тока, который представляет собой комплекс антенны и выпрямителя ВЧ сигнала. Энергия зондирующего радиосигнала считывателя трансформируется антенной метки в энергию переменного тока. В выпрямителе происходит преобразование переменного тока в постоянный. Таким образом, применение технологии РЧИД в инвазивных биосенсорных системах позволяет решить не только задачу обеспечения беспроводной двусторонней связи между биосенсором и внешним считывающим устройством, но и проблему питания биосенсора.

Исследования показали, что эффективность преобразователя при малых значениях потребления биосенсора можно повысить за счет применения в выпрямителе резонансно-туннельных диодов (РТД) с вольт-амперной характеристикой (ВАХ), оптимизированной для выпрямления слабых ВЧ сигналов [1 – 4]. Такая ВАХ представляет собой кусочно-линейную кривую с изломом в начале координат (рис. 2).

Благодаря возможности согласования входного сопротивления выпрямителя с входным сопротивлением антенны выигрыш в коэффициенте эффективности преобразователя на основе РТД может достигать более 3-х раз по сравнению с эффективностью преобразователя на ДБШ при потреблении биосенсора 30 мкВт. При снижении потребления биосенсора до 10 мкВт преимущество достигает 5 раз из-за снижения эффективности выпрямителя на ДБШ, т.е. при прочих равных условиях за счет применения РТД мощность считывателя может быть снижена в 5 раз, а значит, и вредное воздействие на организм человека.

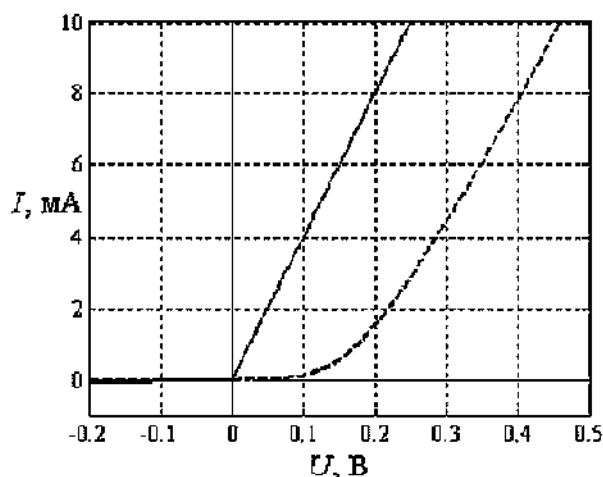


Рисунок 2 – ВАХ РТД (сплошная) и ДБШ (пунктирная)

Выбор рабочего диапазона частот будет определяться требованиями к биосенсорной системе и типом применяемого биосенсора. В случае значительного потребления биосенсора (на уровне единиц и десятков милливольт) или необходимости его расположения глубоко в теле пациента для связи предпочтительнее диапазон ВЧ. Если биосенсор должен быть расположен под кожей (или на небольшой глубине от ее поверхности) и его потребление не будет превышать нескольких десятков микроватт, то лучшими показателями будет обладать система, работающая в диапазоне УВЧ. Радиус действия такой системы может достигать нескольких метров, давая большую свободу перемещения пациента во время сеанса сбора данных биосенсора, а также возможность сбора данных биосенсоров одновременно нескольких пациентов. Скорость передачи данных может быть увеличена в десятки и сотни раз по сравнению с системами ВЧ диапазона.

*Научный руководитель – профессор, д.ф.-м.н. Ю. А. Иванов*

### Библиографический список

1. Mizuta H., Tanoue T. High-speed and functional applications of resonant tunnelling diodes. In *The Physics and Applications of Resonant Tunnelling Diodes*. Cambridge university press, 2006. pp. 133 – 177.
2. Иванов Ю. А. и др. Повышение показателей качества радиоэлектронных систем нового поколения за счет применения резонансно-туннельных нанодиодов // *Наноинженерия*. 2011. №1. С. 34 – 44.
3. A. G., Ivanov Y. A., Meshkov S. A., Agasieva S. V., Petrov V. I., Sinyakin V. Y., Schukin S. I. Prospects for Application of Radio-Frequency Identification Technology with Passive Tags in Invasive Biosensor Systems // *Biomedical Engineering*. 2015. Vol. 49. No. 2. P. 98 – 101.
4. V. Yu. Sinyakin, M. O. Makeev, S. A. Meshkov. RTD application in low power UHF rectifiers // *J. Phys.: Conf. Ser.* 2016. V. 741, N. 1. 012160. doi:10.1088/1742-6596/741/1/012160.

# ИССЛЕДОВАНИЕ РАДИАЦИОННОЙ СТАБИЛЬНОСТИ ОРГАНИЧЕСКИХ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ НА ОСНОВЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ СОПРЯЖЕННЫХ ПОЛИМЕРОВ.

**И. В. Мартынов, А. В. Аккуратов**

*ФГБУН «Институт проблем химической физики РАН» (ИПХФ РАН)*

В представленной работе проведено исследование радиационной устойчивости компонентов активного слоя органических солнечных батарей (ОСБ). В качестве электронодонорных материалов выбраны сопряженные полимеры на основе карбазола, в качестве акцептора – производное фуллерена [60]PCBM. В ходе исследования установлено, что гамма-излучение индуцирует деградацию как фуллеренового акцептора ([60]PCBM), так и двух электронодонорных сопряженных полимеров: PCDTBT и PCDTTBTBT. Радиационное облучение в большей степени влияло на стабильность производного [60]PCBM. Это проявлялось в значительном падении напряжения холостого хода, фактора заполнения и эффективности фотовольтаических устройств с облученным [60]PCBM. Радиационная стабильность сопряженных полимеров PCDTBT и PCDTTBTBT сильно отличается: устройства на основе PCDTTBTBT облученные дозой 200 Гр показали снижение к.п.д. на ~25% от начальной эффективности, в то время как устройства на основе облученного PCDTBT в тех же условиях показали меньшее падение характеристик – около 10%.

Фуллерен-полимерные композиты оказались более устойчивы по отношению к радиационной деградации по сравнению с образцами чистых материалов. В частности, пленки PCDTBT/[60]PCBM продемонстрировали высокую стабильность по отношению к радиационному облучению. Эффективность преобразования света для устройств на их основе после воздействия гамма-излучения с максимальной дозой в 6500 Гр сохранялась на уровне 80% от начальной.

Учитывая среднегодовую дозу радиационного облучения 160 Гр по оценкам NASA для спутников на околоземной орбите Земли, органические солнечные элементы на основе PCDTBT/[60]PCBM могут стабильно работать более 10 лет, что делает их привлекательными для применения в космосе в качестве автономных источников питания для малых космических аппаратов.

## **Библиографический список**

1. *Martynov, I.; Akkuratov, A. V.; Luchkin, S.; Tsarev, S.; Babenko, S. D.; Petrov, V. G.; Stevenson, K. J.; Troshin, P. A. Impressive Radiation Stability of Organic Solar Cells Based on Fullerene Derivatives and Carbazole-Containing Conjugated Polymers. ACS Appl. Mater. Interfaces 2019, acsami.9b01729. <https://doi.org/10.1021/acsami.9b01729>*

2. E. S. Bodrova, I. V. Martynov, A. V. Akkuratov, V. G. Petrov, and P. A. Troshin. Gamma-ray induced degradation in organic solar cells. 4th International Fall School on Organic Electronics, 16 – 20 September 2018, Moscow Region, Russia (poster).

## ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИБОРНОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ УСТОЙЧИВОГО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ЗАМКНУТОЙ БИОСИСТЕМЫ В УСЛОВИЯХ КОСМОСА

В. А. Масталиева

ГУАП, Санкт-Петербург

**Задачи исследования.** Важной научной и прикладной исследовательской задачей является “диагностика” нормального функционирования таких биосистем, ориентированная на выбор биохимических параметров в качестве индикаторов сбалансированного состояния биосистем.

**Направления исследования.** Таким образом, основными направлениями исследований замкнутых биосистем являются:

- 1) Комплексное изучение принципов функционирования замкнутых биосистем;
- 2) Разработка научных основ создания экспериментальных замкнутых биосистем и их исследование как моделей биосферы Земли и искусственных биосфер для жизнеобеспечения человека;
- 3) Создание принципов и действующих моделей замкнутых биосистем для длительного пребывания человека в экстремальных земных и космических условиях.

**Описание объекта исследования.** Исследуемая биосистема представляет собой герметичный стеклянный сосуд объемом 2 литра, в котором в соотношении 2/3 к 1/3 содержится вода и воздух. Основу экосистемы составляют водные растения – микроводоросли и фитопланктон (продуценты).

**Математический аппарат.** Для количественной динамики биосистемы и ее изучения рекомендуется использовать систему дифференциальных уравнений.

Данная система описывает трофические взаимодействия всех компонентов, а также помогает отслеживать устойчивость [4]:

$$\begin{aligned}\dot{X} &= (-ay + (bMu + d)(1 - x/R) - c_1)x, \\ \dot{Y} &= (ax - ez - c_2)y, \\ \dot{Z} &= (ey - hu - c_3)z, \\ \dot{U} &= (hz - bx - c_4)u,\end{aligned}\tag{1}$$

где  $a$  – скорость потребления биомассы компонента 1 в результате взаимодействия компонентом;  $e, h$  – удельные скорости потребления биомассы 2 и 3 компонентами с элементами 3 и 4 соответственно.  $b$  – удельная скорость потери

биомассы последним компонентом, приводящим к увеличению биомассы первого компонента с удельной скоростью, с учетом мультипликатора. Мультипликатор, который учитывается при увеличении биомассы первого компонента. Кроме того, любой компонент отражает потерю биомассы в результате энергетических и материальных потерь на существование. Соответствующие коэффициенты обозначим  $c_1, c_2, c_3, c_4$ .

**Обеспечение поддержания температурного режима в замкнутой биосистеме.** На данном этапе исследований основная задача по запуску макета CubeSat на высоту 30 Км над уровнем Земли заключается в поддержании необходимой температуры для обеспечения нормальной жизнедеятельности исследуемого объекта. Для этого используются инфракрасная пленка и элементы Пельтье.

Предлагается конструкция CubeSat с колбой, в которую помещен биологический объект эксперимента. Внутреннюю сторону самой большой емкости необходимо оклеить холодной стороной элементами Пельтье таким образом, чтобы обеспечить коммутацию, горячую сторону элемента оклеить инфракрасной пленкой, эта сторона будет как раз обращена к кубу, который содержит в себе цилиндрический сосуд и биологический объект. С каждого элемента по отдельности формируются импульсы для подзарядки аккумулятора. Источником питания для подключения инфракрасной пленки может служить инвертор подключенный к АКБ или напрямую к АКБ в импульсном режиме.

Выполненные расчеты показывают, что система на высоте эксперимента (30 Км) в условиях полной автономии при разнице температуры на границе сред до 150 – 200 градусов будет поддерживать необходимую для жизнедеятельности экосистемы температуру около 12 часов.

**Направления дальнейших исследований.** В ближайших планах исследований:

1. реализовать лабораторный исследовательский стенд, который позволит в наземных условиях проверить правильность функционирования используемых математических и компьютерных моделей;
2. включение в состав системы регистрации параметров исследуемой системы;
3. включение в состав стенда интернет-камеры, позволяющей в on-line режиме удаленно управлять экспериментом;
4. использовать полученные для макета результаты при разработке уже полноценного научного эксперимента.

**Вывод.** Рассмотренная модель даст возможность:

1. исследовать и оценивать текущую устойчивость конкретных экологических систем, что позволит сделать вывод о способах регулирования систем;
2. на практике позволят обеспечить высокое качество жизни человека за пределами биосферы - в космосе, а также в экстремальных условиях полярных широт, пустынь, высокогорья или под водой.

## **ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ ДИАГНОСТИКА ЛИЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК НА ЭТАПЕ ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОТБОРА В ОТРЯД КОСМОНАВТОВ**

**К. Б. Лебедева-Георгиевская, М. Ю. Резников**

*ГНЦ РФ ИМБП РАН*

На сегодняшний день психологический отбор кандидатов в отряд космонавтов, включает в себя клинико-физиологические эксперименты, которые не в полной мере дают представление о типе мышления испытуемого. Безусловно, важным является возможность объективной оценки типа мышления кандидата в отряд еще на этапе отбора. В свою очередь, представляется возможным ввести новый качественный параметр оценки личностной характеристики, который позволит отбирать кандидатов, которых будет проще подготовить к решению сложных и нестандартных задач, возникающих в процессе полета, что является актуальным и для сотрудников центра управления полетами – специалистов по надежности пилотируемых космических кораблей и станций, так как все вышеуказанные профессионалы должны обладать необходимыми умениями для оперативного определения путей и возможности устранения с учетом деятельности операторов центра управления полетами и космонавтов.

В практической части работы с целью отсутствия влияния гормонального фона на данные эксперимента, а также минимизацию личностного интеллектуального влияния на результаты когнитивных тестов, экспериментальная группа была сформирована из детей возраста 9-11 лет в количестве 44 человека. В контрольную группу вошли 10 участников. Испытуемая группа прошла когнитивный тест. При этом, большая часть участников экспериментальной группы дала примерно одинаковое количество правильных и неправильных ответов на вопросы. Вопросы специально были подобраны исходя из уровня образования и эрудиции испытуемых, предполагалось, что ответы на эти вопросы они не знали, но понимали, о чем идет речь. Надо отметить, что среди испытуемых не было участников, которые бы значительно выделялись уровнем эрудиции или образования. По результатам теста небольшая группа испытуемых дала очень мало правильных ответов, что может говорить о том, что они в большей степени используют логический метод мышления, основанный на рациональном методе проб и ошибок, когда предполагается построение пути решения, основанного на систематическом анализе ситуации. В свою очередь, несколько испытуемых смогли дать очень большое количество правильных ответов, что может свидетельствовать о применении ими эвристического метода решения задач, основанного на использовании вспомогательных приемов, обходных путей движения к цели. Этот метод строится на предположении, т.е. интуиции. Для продолжения эксперимента из общей массы были выделены участники, кото-

рые смогли дать экстремально большое и экстремально малое количество правильных ответов. Для исключения статистической ошибки с отобранными участниками был проведен дополнительный когнитивный тест, на основе которого была сформирована окончательная экспериментальная группа в количестве 6 человек – по три человека с приоритетом рационального и интуитивного мышления.

Далее всем участникам эксперимента была проведена рутинная запись электрической активности головного мозга (ЭЭГ) (по схеме 10/20 с заземлением с пробой открыть/закрыть глаза). На рутинных записях ЭЭГ никаких отклонений и особых различий у участников эксперимента выявлено не было. После чего проводились регистрация слуховых вызванных потенциалов с когнитивным тестом (СВП), идентичным первому и второму тестам, которые применялись для отбора кандидатов в экспериментальную группу. Время на ответ отводилось не более 5 секунд. Испытуемые мысленно отвечают на вопросы, ничего не записывая и не говоря вслух. Моменты ответов на вопросы отмечались оператором на записи ЭЭГ. На следующем этапе все данные электрической активности головного мозга участников эксперимента были обработаны при помощи комплекса программного обеспечения IBM Watson. Рассматривались все характеристики записи во временном интервале 5 секунд после каждого вопроса. Программным комплексом был выявлен параметр  $X$  – индикатор множества функций, который позволяет сказать, что конкретные записи электрической активности имеют между собой зависимость.  $X$  при этом является переменной величиной, отражающей координату точки в конкретную единицу времени, на графике ЭЭГ определенной частоты. Исходя из того, что такой параметр мог быть описан конкретной подобранной программным комплексом функцией мы можем предположить, что у любого человека, использующего интуитивное мышление, запись ЭЭГ будет иметь тот же самый индикатор именно с таким описанием (функцией). При этом эта или иная зависимость отсутствовали у участников, использующих логическое мышление. Тестирование участников контрольной группы в количестве 10 человек методом СВП и дальнейшей обработкой результатов программным комплексом выявил искомую зависимость у двух человек из контрольной группы. Для проверки полученных результатов и возможности применения методики на практике была создана еще одна контрольная группа из участников возраста 25 – 48 лет в количестве 20 человек. У двух человек после проведения СВП была выявлена искомая зависимость на ЭЭГ.

Перспективой применения на практике разработанной инновационной методики будет являться максимально эффективный психологический отбор кандидатов в отряд космонавтов, что позволит уменьшить количество часов психологической подготовки, связанной с типами мышления и принятия решений в сложных экстремальных условиях, а также отобрать в отряд людей, изначально готовых учитывать сложные сетевые и динамические изменения обстановки, что предполагает наличие способности к особому мышлению и максимального использования различных сторон своего интеллектуально-



личностного потенциала. Также введение нового метода психологического отбора при отборе сотрудников наземной инфраструктуры, которые должны обладать необходимыми умениями для оперативного определения путей и возможности устранения ошибок управления их функционирования, определения причин отказов и нештатных ситуаций пилотируемых космических кораблей и станций с учетом деятельности операторов центра управления полетами и космонавтов, позволит более эффективно решать поставленные задачи, что, безусловно, положительно отразится на эффективности космической деятельности в целом.

### Библиографический список

1. Приказ Минтруда России от 08.09.2015 № 614н «Об утверждении профессионального стандарта «Космонавт-испытатель».
2. Приказ Минтруда России от 07.04.2014 № 205н «Об утверждении профессионального стандарта «Специалист по надежности пилотируемых космических кораблей и станций».
3. Крючков Б. И., Саев В. Н., Орешкин Г. Д., Долгов П. П., Виноградов Ю. А., Каспранский Р. Р. Профессиональные стандарты для специалистов в области пилотируемой космонавтики // Научный журнал «Пилотируемые полеты в космос». 2017. №1 (22). С. 127 – 133.
4. Гутник Б., Кобрин В., Нэш Д. Физиология для «ленивых» студентов. Нервно-мышечная физиология. Организация движения. Часть 1 / Physiology for «Lazy» Students: Neuromuscular Physiology: Motor Control: Part 1 – М.: Логосфера, 2009.
5. Новиков Л. А. Электроэнцефалография и ее использование для изучения функционального состояния мозга // Естественнонаучные основы психологии / Под ред. А. А. Смирнова, А. Р. Лурия, В. Д. Небылицына. М.: Педагогика, 1978.
6. Сухотин А. К. Парадоксы науки. М.: Молодая гвардия, 1978.
7. Шереметьев К. П. Феноменальный интеллект. Искусство думать эффективно / Под ред. Э. А. Салыхова. М.: Эксмо, 2015.
8. Интернет-ресурсы Московской психотерапевтической академии и Института прикладной психологии / Психология, психотерапия и педагогика // Архив форума по психолингвистике Белянина В. П. / Консультации профессора Белянина В. П. [Электронный ресурс]. 2002. Дата обновления 16.05.2005 <http://www.mospsy.ru/ph/read.php?f=2&i=1497&t=1497> (дата обращения: 05.10.2018).

# РАЗРАБОТКА УНИВЕРСАЛЬНОЙ МЕТОДИКИ ИССЛЕДОВАНИЯ ОТДЕЛЬНЫХ КАСКАДОВ СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Н. Т. Вагапова<sup>1,2</sup>, М. В. Синева<sup>1,2</sup>, Г. С. Воеводкин<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Акционерное общество «Научно-производственное предприятие «Квант»

<sup>2</sup>НИТУ «МИСИС»

Солнечные батареи (СБ), питающие бортовую технику космического аппарата, во время эксплуатации подвержены воздействию различных факторов космического пространства, таких как радиация, электризация, пониженное давление, термоциклирование, микрометеориты и т.д., которые значительно снижают характеристики и ограничивают срок активного существования [1, 2]. При этом эти факторы по-разному влияют на элементы, составляющие СБ. Применяемые методики не достаточно точно позволяют оценивать это воздействие, что приводит к излишнему закладываемому запасу по характеристикам и, как следствие, площади, весу и стоимости изделия в целом. В связи с чем становится актуальной задача поиска методов исследования и разработки универсальной методики, позволяющей оценить степень изменения выходных характеристик солнечных элементов (СЭ), из которых состоит СБ. Основная сложность исследования заключается в том, что современный СЭ – это высокоэффективный фотоэлектрический преобразователь со сложной полупроводниковой структурой, которая в первом приближении представляет собой набор последовательно соединенных каскадов ( $GaInP/GaInAs/Ge$ ), эффективно работающих в соответствующих диапазонах спектра солнечного излучения [3]. Выходной ток СЭ такого типа ограничивается каскадом, генерирующим ток минимальной величины, а выходное напряжение является суммой напряжений каждого каскада [1]. Ввиду этого принятый за стандарт метод исследования СЭ, измерение вольт-амперной характеристики (ВАХ), ограничивает понимание роли каждого каскада. По суммарной ВАХ достаточно сложно определить вклад каждого каскада, а также степень восстановления или деградации под воздействием того или иного фактора.

Для решения рассмотренной проблемы предлагается разработка универсальной методики исследования выходных характеристик многокаскадных СЭ. Данная методика позволит оценить выходные электрические характеристики каждого каскада СЭ в отдельности при воздействии какого-либо фактора, интересующего исследователя или разработчика СБ.

В результате анализа современной литературы для включения в разрабатываемую методику был выбран следующий комплекс методов исследования СЭ:

- электролюминесцентная спектроскопия;
- съемка спектров внешнего квантового выхода фотоотклика;
- измерение световой ВАХ;

. измерение темновой ВАХ однокаскадных СЭ, эквивалентных по составу и структуре соответствующему каскаду исследуемого СЭ.

На спектре электролюминесценции наблюдаются пики, соответствующие каждому каскаду СЭ, где воздействие какого-либо фактора приводит к изменению интенсивности, сдвигу, сужению или расширению пиков [4].

Внешний квантовый выход фотоотклика показывает соотношение между количеством носителей заряда, собранных СЭ, и количеством падающих фотонов. Метод реализуется в ходе засветки каскадов, которые не исследуются в момент измерения. Таким образом, исследуемый каскад вырабатывает наименьший по величине ток, а, следовательно, ограничивает выходной ток всего СЭ [4].

Комбинируя рассмотренные выше два метода и используя спектральное отношение взаимности, можно оценить внутреннее напряжение каждого из каскадов в многокаскадных СЭ [4]:

$$\phi_{ЭЛ}(E) = Q_{внешн.}(E) \cdot \phi_{ЧТ}(E) \cdot [\exp((q \cdot U) / (k \cdot T)) - 1], \quad (1)$$

где  $\phi_{ЭЛ}(E)$  – электролюминесценция, отн. ед.;  $Q_{внешн.}(E)$  – внешний квантовый выход, отн. ед.;  $\phi_{ЧТ}(E)$  – поток фотонов черного тела, Вт/м<sup>2</sup>;  $q$  – заряд электрона, Кл;  $U$  – напряжение р-п-перехода СЭ, В;  $k$  – постоянная Больцмана, эВ/К;  $T$  – температура, К.

В результате полученных данных и данных измеренной темновой ВАХ однокаскадных СЭ моделируется световая ВАХ каждого в отдельности каскада СЭ, которая затем сравнивается с экспериментальной световой ВАХ исследуемого СЭ [5]. В сравнении с теоретическими (расчетными) подходами предлагаемая методика должна позволить более точно оценить характеристики реальных образцов и максимально учесть имеющиеся потери.

Оригинальность данной методики заключается в том, что могут быть исследованы образцы разного размера и формы, как сам фотопреобразователь, так и в сборке (фотопреобразователь с приваренным шунтирующим диодом, коммутирующими шинами, а также лицевым и тыльным защитным стеклом). Методика будет иметь большое практическое и теоретическое значение для широкого спектра исследований (в зависимости от типа фактора воздействия). Так, например, можно оценить степень деградации СЭ в результате облучения ионизирующим излучением либо выбрать оптимальный режим отжига СЭ и оценить его эффективность и другое. Также существенно отметить, что результаты работы будут интересны для разработчиков СЭ в вопросе определения наиболее уязвимой области в структуре СЭ и при оценке эффективности выбранных способов ее оптимизации.

*Научный руководитель – к.т.н. Г. М. Григорьева.*

### **Библиографический список**

1. Слыщенко Е. В., Наумова А. А., Лебедев А. А. и др. Обзор современных фотоэлектрических преобразователей космического назначения на основе со-

единений АПВ // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19. № 2. С. 308 – 324.

2. Наумова А. А. , Лебедев А. А. , Жалнин Б. В. и др. Влияние соотношения In / Ga в газовой фазе на характеристики эпитаксиальных слоев  $\text{In}_x\text{Ga}_{1-x}\text{P}$  каскадных солнечных элементов // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19. № 1. С. 137 – 145.

3. G. Honglianga, Sh. Linfenga, S. Qiangc et al. Degradation of up-grown metamorphic InGaP/InGaAs/Ge solar cells by low energy proton irradiation // Solar Energy Materials and Solar Cells. 2019. V. 191. P. 399 – 405.

4. Sh. Chen, L. Zhu, M. Yoshita1 et al. Thorough subcells diagnosis in a multi-junction solar cell via absolute electroluminescence-efficiency measurements // SCIENTIFIC REPORTS. 2015. V. 5. P. 1 – 6.

5. D. Walker, J. Nocerino, Y. Yue et al. Subcell light current-voltage characterization of irradiated multijunction solar cell // E3S Web of Conferences 16. 2017.

**Всероссийский молодежный конкурс  
научно-технических работ  
«Орбита молодежи»: Материалы**



*Издательство Инфо-Да  
Лицензия ИД №04720 от 08.05.2001  
Главный редактор Сушков А. В.*

Подписано в печать 09.09.2019. Формат 60×84 1/16  
Печ. л. 20,5. Тираж 150 экз. Заказ 740  
Балтийский государственный технический университет  
Отпечатано в «Центре оперативной полиграфии»  
191186, Санкт-Петербург, наб. канала Грибоедова 27